

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ**  
**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ**  
**імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**  
**Інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»  
УДК 533.65.013.622

До захисту допущено:  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ Олександр МАРИНОШЕНКО  
« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 р.

**Магістерська дисертація**  
**на здобуття ступеня магістра**  
**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»**  
**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**  
**на тему: «Реактивний транспортний контейнер»**

Виконав (-ла):  
студент (-ка) VI курсу, групи АК-91мп  
Похилько Борис Сергійович  
Керівник:  
К.т.н., доцент кафедри КІ  
Зінченко Дмитро Миколайович  
Консультант :

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

Рецензент:  
К.т.н., доцент кафедри СКЛА  
Сердюк Анатолій Анатолійович

\_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних  
посилань.

Студент (-ка) \_\_\_\_\_

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»  
Інститут аерокосмічних технологій  
Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр МАРИНОШЕНКО

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студенту**

**Похильку Борису Сергійовичу**

1. Тема дисертації «Реактивний транспортний контейнер», науковий керівник дисертації Зінченко Д.М., к.т.н., доцент, затверджені наказом по університету від «\_04\_» грудня 2020 р. №\_3455-с\_

2. Термін подання студентом дисертації 10 грудня 2020 р.

3. Об'єкт дослідження: Процес обтікання реактивного транспортного контейнеру

4. Вихідні дані Корисне навантаження – 2 кг.;

Висота активації корисного навантаження – 200 м.;

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1. Огляд та аналіз наукових досліджень аеродинаміки компонувань реактивних транспортних засобів

5.2. Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик.

5.3. Побудова розрахункових моделей варіантів компонування.

5.4. Аналіз результатів обчислюваного експерименту. Визначення прийнятного варіанту спільного компонування ракетного контейнеру.

5.5. Проектування агрегатів дослідної моделі ракетного контейнеру.

5.6. Розробка стартап-проекту..

—

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд наукових досліджень.

6.2. Аеродинаміка тіл обтікання.

6.3. Планування обчислюваного експерименту.

6.4. Аналіз результатів моделювання .

6.5. Складові реактивного транспортного контейнеру.

6.6. Загальні результати дисертаційного дослідження.

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 01.10. 2019

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд та аналіз наукових досліджень за напрямком дисертації.	до 01.11.2019	
2.	Огляд методик визначення аеродинамічних характеристик ракет	до 05.12.2019	
3.	Визначення прийнятних засобів обчислювальної аеродинаміки для поставленого завдання.	до 25.02.2020	
4.	Визначення параметрів компонування ракетного контейнеру.	до 20.03.2020	
5.	Побудова розрахункових моделей	до 01.04.2020	
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик.	до 15.04.2020	
7.	Підготовка тез за результатами досліджень на науково-технічну конференцію.	до 01.05.2020	
8.	Підготовка статті до публікації	до 01.07.2020	
9.	Аналіз отриманих результатів та визначення прийнятного варіанту компонування ракетного контейнеру	до 01.10.2020	
10.	Розробка стартап-проекту.	до 01.12.2020	

Студент

Похилько Б.С.

Науковий керівник

Зінченко Д.М.

## Анотація

Пояснювальна записка містить 108 сторінок, в тому числі 61 рисунок, 9 таблиць, 15 джерел. Графічна частина виконана на аркушах формату A1.

В дисертаційному дослідженні запропонована концепція реактивного транспортного контейнеру, що забезпечує активацію корисного навантаження у вигляді безпілотного літака на безпечній відстані від персоналу, який забезпечує експлуатацію безпілотного комплексу.

В дисертаційному дослідженні було розглянуто основні результати наукових досліджень за напрямком проектування ракетних комплексів із дозвуковою швидкістю польоту. Визначено вплив параметрів конструювання контейнеру на аеродинамічні характеристики.

З використанням методів обчислюваної аеродинаміки виконано моделювання обтікання поверхні реактивного транспортного контейнеру, визначений момент розкриття контейнеру  $M_{\text{OPEN}}$  та швидкість балансування  $V_{\text{БАЛ}}$ . За допомогою наявного програмного забезпечення виконано моделювання роботи твердопаливного прискорювача, визначений загальний імпульс  $I_{\text{JET}}$  та його тривалість в часі. Виконане робоче проектування агрегатів системи керування реактивного транспортного контейнеру шляхом відхилення реактивного струменю.

В процесі дослідження використовувалося комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення, а саме: програми Microsoft Office, КОМПАС-3D- V18.1, PANSYM, OriginPro 7, CorelDRAW.

*Ключові слова: реактивний транспортний контейнер, балансування, реактивний струмінь, система керування.*



## **Abstract**

The explanatory note contains 108 pages, including 61 figures, 9 tables, 15 sources. The graphic part is made on sheets of A1 format.

The dissertation research proposes the concept of a jet transport container, which provides activation of the payload in the form of an unmanned aircraft at a safe distance from the personnel who operate the unmanned complex.

In the dissertation research the main results of scientific researches in the direction of designing of missile systems with subsonic speed of flight were considered. The influence of container layout parameters on aerodynamic characteristics is determined.

Using the methods of calculated aerodynamics, the surface flow of the jet transport container was modeled, the opening moment of the MOPEN container and the balancing speed V<sub>BAL</sub> were determined. With the help of the available software the simulation of solid fuel accelerator operation is performed, the total impulse of IJET and its duration in time are determined. The working design of the units of the control system of the jet transport container by deflection of the jet is performed.

The study used computer simulation, modern software, namely: Microsoft Office, COMPASS-3D-V18.1, PANSYM, OriginPro 7, CorelDRAW.

Key words: jet transport container, balancing, jet stream, control system.

## ЗМІСТ

Перелік умовних позначень.....	10
Вступ.....	11
1. Огляд наукових досліджень .....	12
1.1. Дослідження дозвукових крилатих ракет.....	12
1.2. Дослідження несучого фюзеляжу.....	15
1.3. Дослідження розділення складових ракети-носія .....	18
1.4. Дослідження форми планеру маршової ракети.....	25
1.5. Експериментальні дослідження аеродинаміки корпусів ракет малого видовження .....	27
Висновок по розділу.....	35
2. Методика обчислюваного експерименту.....	36
2.1. Врахування особливостей обтікання корпусу РКТ.....	36
2.2. Моделювання безвідривного обтікання.....	36
2.3. Алгоритм розрахунку аеродинамічних характеристик РКТ..	49
Висновок по розділу.....	59
3. Моделювання РКТ.....	60
3.1. Загальні положення моделювання.....	60
3.2. Моделювання обтікання транспортного ракетного контейнеру..	67
Висновки за розділом.....	72

4 Конструкція РКТ .....	73
4.1. . Загальне компонування РКТ.....	73
4.2. Конструкція системи керування .....	83
5. Розробка стартап-проекту.....	89
5.1. Опис ідеї проекту.....	89
5.2. Технологічний аудит ідеї проекту.....	89
5.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	90
5.4. Розроблення ринкової стратегії проекту.....	91
5.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....	93
Висновок по розділу:.....	95
Загальні висновки .....	96
Список використаної літератури.....	107

## Перелік умовних позначень

$K$  – аеродинамічна досконалість

$C_{ya}$  – коефіцієнт підйимальної сили ;

$C_{xa}$ ; - коефіцієнт лобового опору ;

$C_p$  – коефіцієнт тиску ;

$C_f$  – коефіцієнт опору тертя ;

$C_n$  – коефіцієнт нормальної сили ;

$m_z$  – коефіцієнт повздовжнього моменту ;

$m_{\dot{z}}$  – ступінь повздовжньої стійкості;

$C_{x0}$  - коефіцієнт лобового опору за умови  $C_{ya} = 0$  ;

$C_{ya \text{ бал}}$  – коефіцієнт підйимальної сили в збалансованому стані;

$C_{\dot{\alpha}}$  – похідна коефіцієнта підйимальної сили по куту атаки  $\alpha$ ;

$\alpha$  - кут атаки ;

$M$  – число Маха ;

$Re$  – критерій Рейнольдса ;

$V_{BAL}$  . - швидкість збалансованого польоту

$V_{OPEN}$  – швидкість розкриття контейнеру

ЛА – літальний апарат

ПВМ – панельно-вихровий метод

MSE – метод скінчених елементів

НГ – несучий гвинт

БПЛА – безпілотний літальний апарат

РКТ – реактивний транспортний контейнер

$R_{JET}$  – сила тяги реактивного прискорювача;

## Вступ

Сучасні експлуатанти безпілотних літальних апаратів (БПЛА) часто зустрічаються із проблемою забезпечення безпеки персоналу в процесі старту БПЛА за умови бойових дій, оскільки саме кваліфікований персонал є найбільш цінною та найбільш вразливою складовою системи безпілотної авіації.

Актуальність дисертаційних досліджень полягає в необхідності активації безпілотних літальних апаратів (БПЛА) на безпечній відстані від точки старту через високу ймовірність ураження персоналу супротивником під час бойових дій. Запропонований реактивний транспортний контейнер (РТК) призначений для віднесення точки запуску БПЛА на відстань, максимально можливу від персоналу запуску. Також доцільним застосуванням РТК є оперативна доставка корисного навантаження на невелику відстань за умови неможливості інших шляхів вирішення цієї транспортної задачі.

Для вирішення зазначеної проблеми в дисертаційній роботі виконано огляд та аналіз наукових досліджень аеродинаміки компонувань реактивних транспортних засобів, розглянуто вживані методики визначення аеродинамічних характеристик, виконане планування обчислюваного експерименту, створені розрахункові моделі, здійснений аналіз результатів досліджень.

За аналізом результатів досліджень доцільно визначити компонування РТК, що забезпечує безвідмовну експлуатацію. Доцільно виконати дослідження ефективності запропонованої системи керування РТК, що відбувається шляхом відхилення реактивного струменю ракетного прискорювача.

Основні задачі дисертаційного дослідження

- Визначення швидкості збалансованого польоту  $V_{BAL}$  та швидкості відкриття контейнера  $V_{OPEN}$  при будь-яких можливих варіантах компонування.
- Визначити характер руху стартового контейнера. Виконати оцінку достатності значення сили тяги реактивних прискорювачів для зниження динаміки процесу стартового контейнера в процесі зльоту;
- Доцільно виконати аналіз міцності конструкції корисного навантаження транспортного контейнеру та визначити задану швидкість розкриття стартового контейнера за умовами міцності конструкції.
- Для передбачуваного значення швидкості відкриття стартового контейнера доцільно підібрати значення сили тяги ракетних прискорювачів і рівень аеродинамічного опору форми контейнера

## 1. Огляд наукових досліджень

Об'єкт дисертаційного дослідження являє собою синтез суперечливих конструкційних рішень – з одного боку транспортний контейнер для доставки вантажу використовує ракетний принцип руху, тобто є ракетою, а з іншого боку специфіка активації корисного навантаження (безпілотний літак в складеному стані) виключає значні швидкості польоту.

Таким чином особливості аеродинамічного проектування реактивного транспортного контейнеру можуть бути визначені на підставі аналізу наукових досліджень з аеродинаміки дозвукових тіл.

Нижче наведені основні наукові дослідження за даними відкритих джерел.

### *1.1. Дослідження дозвукових крилатих ракет*

В роботі [1] автори М.А. Ковалев та А.Н. Никитин розглядають вплив схеми загального компоновання на аеродинамічні характеристики дозвукового літального апарату, зокрема крилатої ракети. Прийняті для аналізу варіанта компоновання наведені нижче на рис.1.1 :

варіант 1. Нормальне компоновання

варіант 2. Компоновання з ПГО

Рис.1.1 Компоновання розрахункових моделей за даними роботи [1]

Теоретичні схеми варіантів компоновання, що прийняті в роботі наведені нижче на рис.1.2 та рис.1.3 :

Рис.1.2 Теоретична схема компоновки дослідної моделі за варіантом 1 за даними роботи [1]

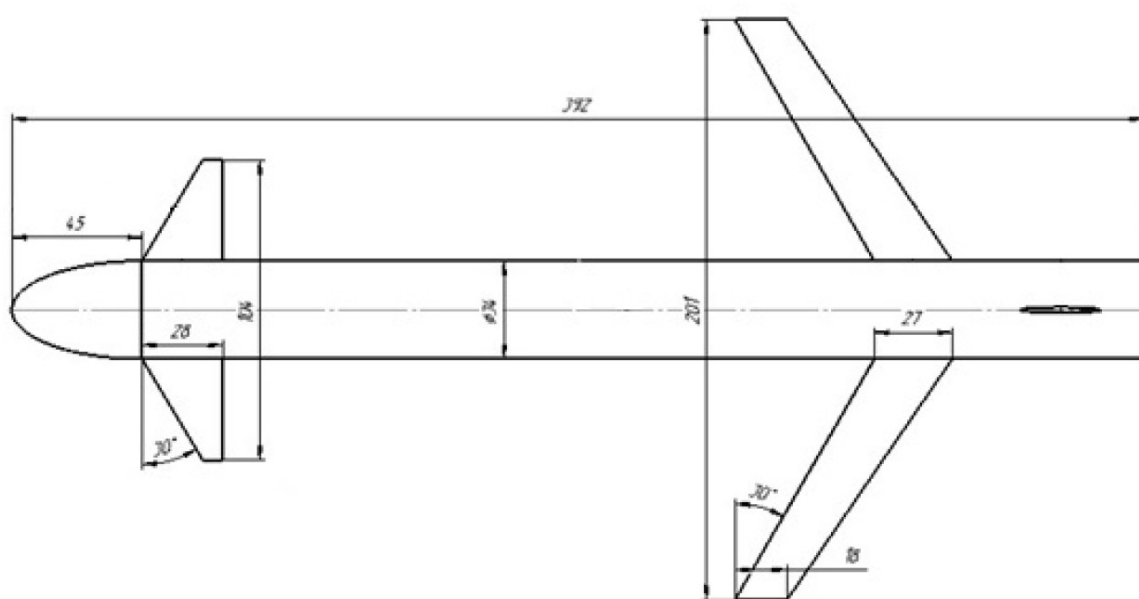


Рис.1.3 Теоретична схема компоновки дослідної моделі за варіантом 2 за даними роботи [1]

Нижче на рис.1.4 – 1.6 наведені результати експериментальних випробувань вказаних варіантів дослідних моделей в аеродинамічній трубі ЦАГІ :

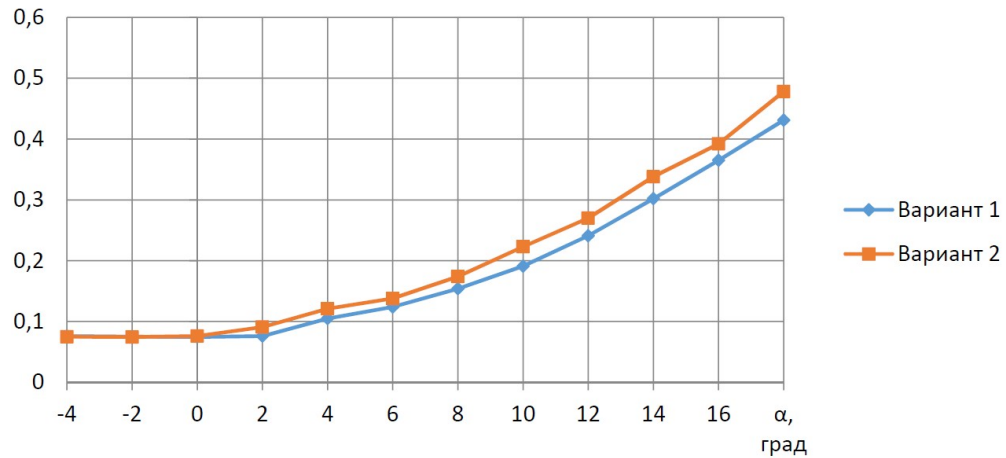


Рис.1.4. Залежність коефіцієнту лобового опору варіантів дослідних моделей  $C_{xa}$  від кута атаки  $\alpha$  для класичного компонування (варіант 1) та компонування з переднім оперенням (варіант 2).

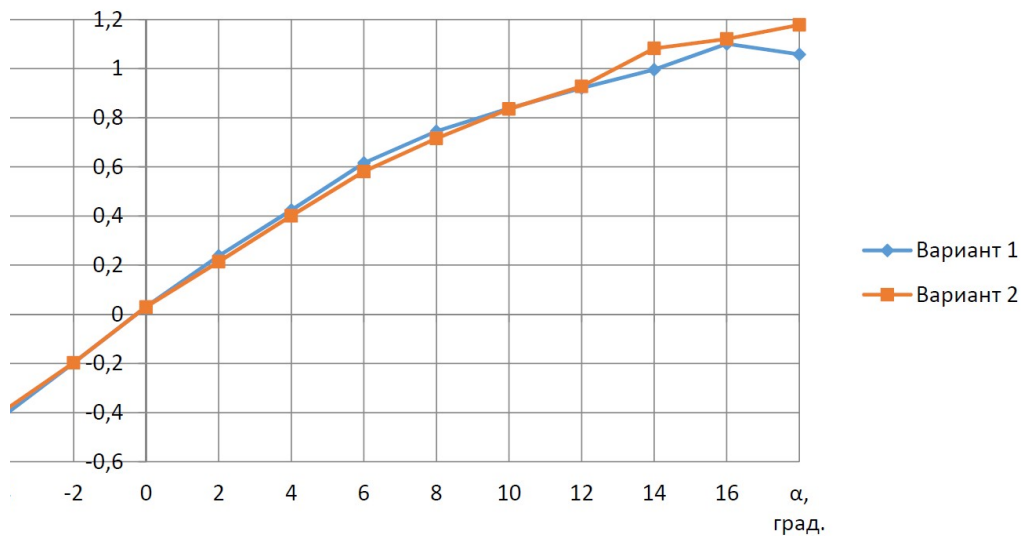


Рис.1.5. Залежність коефіцієнту підйомної сили варіантів дослідних моделей  $C_{ya}$  від кута атаки  $\alpha$  для класичного компонування (варіант 1) та компонування з переднім оперенням (варіант 2).



Рис.1.6. Залежність аеродинамічної досконалості дослідних моделей  $K$  від кута атаки  $\alpha$  для класичного компоновання (варіант 1) та компоновання з переднім оперенням (варіант 2)

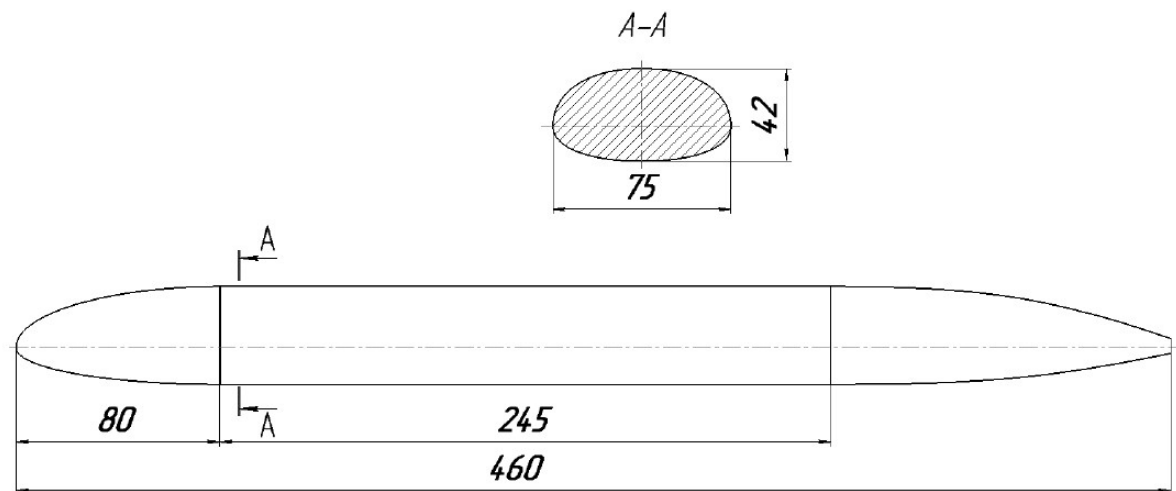
Висновки за роботою [1] :

- Обрані для аналізу варіанти компоновання з крилом помірної стрілоподібності мають схожі аеродинамічні характеристики;
- Обидві варіанти аеродинамічного компоновання дозволяють реалізувати режим польоту на необхідній висоті та швидкості в межах максимального значення аеродинамічної досконалості  $K_{MAX}$  ;
- Класичний варіант компоновання має кращі аеродинамічні характеристики за критерієм максимального значення аеродинамічної досконалості  $K_{MAX}$  ( приріст складає  $\Delta K_{MAX} = +0,76$  або  $+ 15\%$  );

### 1.2. Дослідження несучого фюзеляжу

В роботі [2] автори О.Е. Лукьянов та В.А. Мартынова наводять результати експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі моделі корпусу дозвукової ракети. Загальна схема дослідної установки та теоретична схема моделі досліджень наведені нижче на рис.1.7 та 1.8. Основні результати експерименту моделі несучого корпусу наведені на рис.1.9 – 1.12.

Рис. 1.7. Теоретична схема дослідної установки. За даними роботи [2].



$l, \text{ м}$	$S_m, \text{ мм}^2$	$F, \text{ м}^2$	$\lambda_\kappa$	$\lambda_{н.ч}$	$\lambda_{\kappa.ч}$	$\bar{a}$	$\bar{h}$	$f$
0,46	2604	0,0778	8	2,4	1,4	0,6	0,56	$\sqrt{2}-1$

Рис. 1.8. Теоретична схема моделі досліджень. За даними роботи [2].

Рис. 1.9. Результати експериментальних досліджень. За даними роботи [2].

- а) – залежність коефіцієнту підйимальної сили  $C_{ya}$  від кута атаки  $\alpha$  ;  
 б) – залежність коефіцієнту лобового опору  $C_{xa}$  від кута атаки  $\alpha$  ;

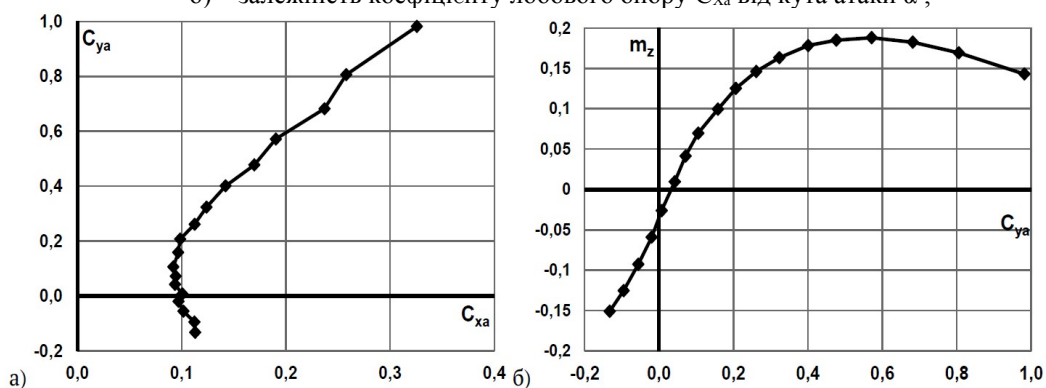


Рис.1.10 Результати експериментальних досліджень. За даними роботи [2].

- а) – залежність коефіцієнту підйимальної сили  $C_{ya}$  від коефіцієнту лобового опору  $C_{xa}$ ;  
 б) – залежність коефіцієнту повздовжнього моменту  $m_z$  від коефіцієнту підйимальної сили  $C_{ya}$ ;

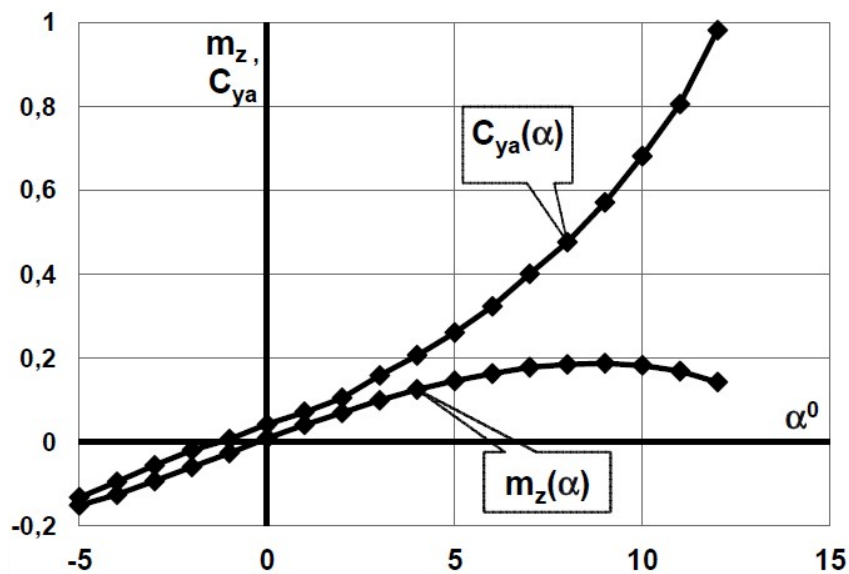


Рис. 1.11 Результати експериментальних досліджень [2]. Залежність коефіцієнту підйимальної сили  $C_{ya}$  та коефіцієнту повздовжнього моменту  $m_z$  від кута атаки  $\alpha$ ;

Рис. 1.12 Результати експериментальних досліджень [2].

а) – залежність аеродинамічної досконалості  $K$  від кута атаки  $\alpha$ ;

б) – залежність коефіцієнту бічної сили  $C_{za}$  та курсового моменту  $m_y$  від кута ковзання  $\beta$ ;

За результатами досліджень автори отримали наступні висновки :

- Досліджувана модель несучого корпусу має прийнятні несучі властивості , що визначаються значенням похідної  $C_{\dot{\alpha}} = 0.035$  1/градус ( при  $C_{ya} \approx 0$  ) ;
- Досліджувана модель несучого корпусу має високе значення аеродинамічної досконалості  $K_{MAX} = 3,12$  , що реалізується на кутах атаки  $\alpha \approx 9^\circ \dots 11^\circ$  ;
- Досліджувана модель несучого корпусу має не лінійну залежність коефіцієнту підйимальної сили від кута атаки ;
- Досліджувана модель несучого корпусу не має статичної повздовжньої стійкості та має значну стійкість в каналі курсу;
- Набуття корпусом ракети еліпсоподібної форми поперечного перетину дозволяє реалізувати певні несучі властивості та аеродинамічну досконалість, проте аналіз аеродинамічних характеристик корпусів такого типу є доцільним в компоновці із несучими поверхнями.

### 1.3. Дослідження розділення складових ракети-носія

Дисертаційне дослідження [3] присвячене вирішенню актуального питання визначенню аеродинамічних характеристик елементів конструкції ракети-носія, що розділяються в процесі польоту ракети. Типи елементів конструкції ракети-носія, що досліджуються авторкою в [3] наведені на рис.1.13. Основні результати дослідження наведені нижче на рис.1.14 – 1.22

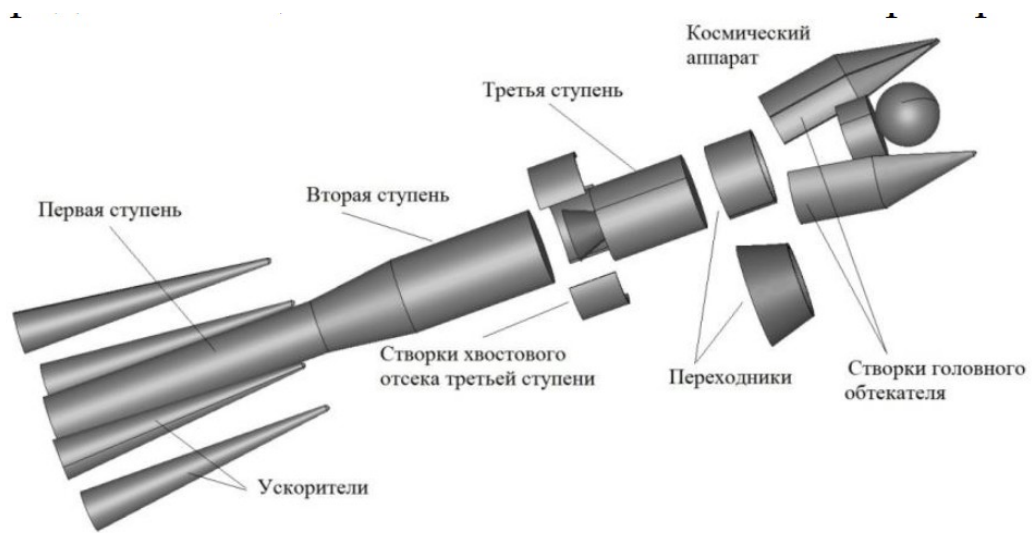


Рис.1.13 Типи елементів конструкції ракети-носія. За даними роботи [3].

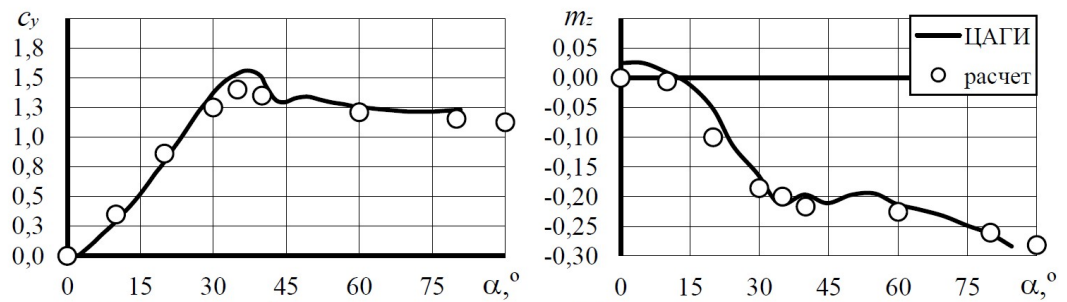


Рис.1.14 Аеродинамічні характеристики плоскої пластини. За даними роботи [3].

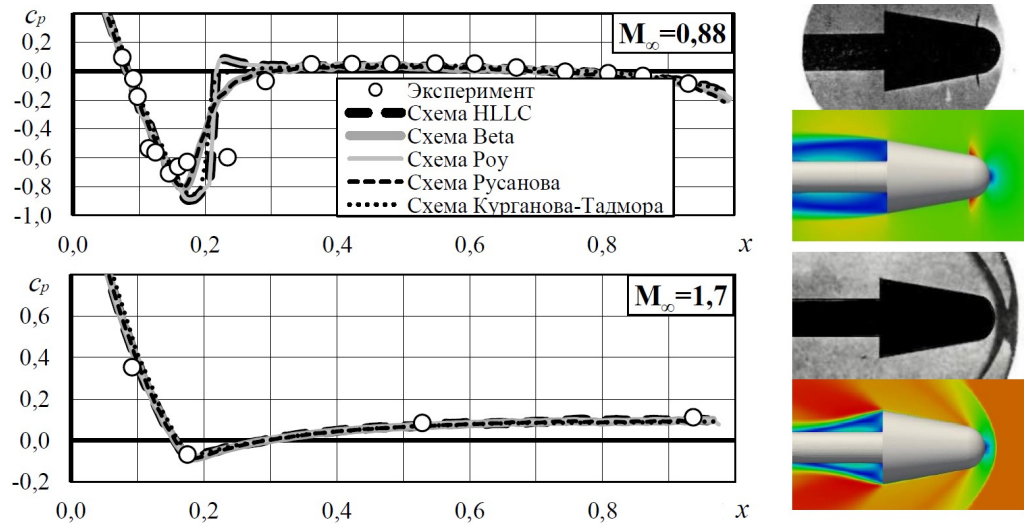


Рис.1.15 Моделювання обтікання тупого конусу. За даними роботи [3].

Рис.1.16 Моделювання обтікання тупого конусу. За даними роботи [3].

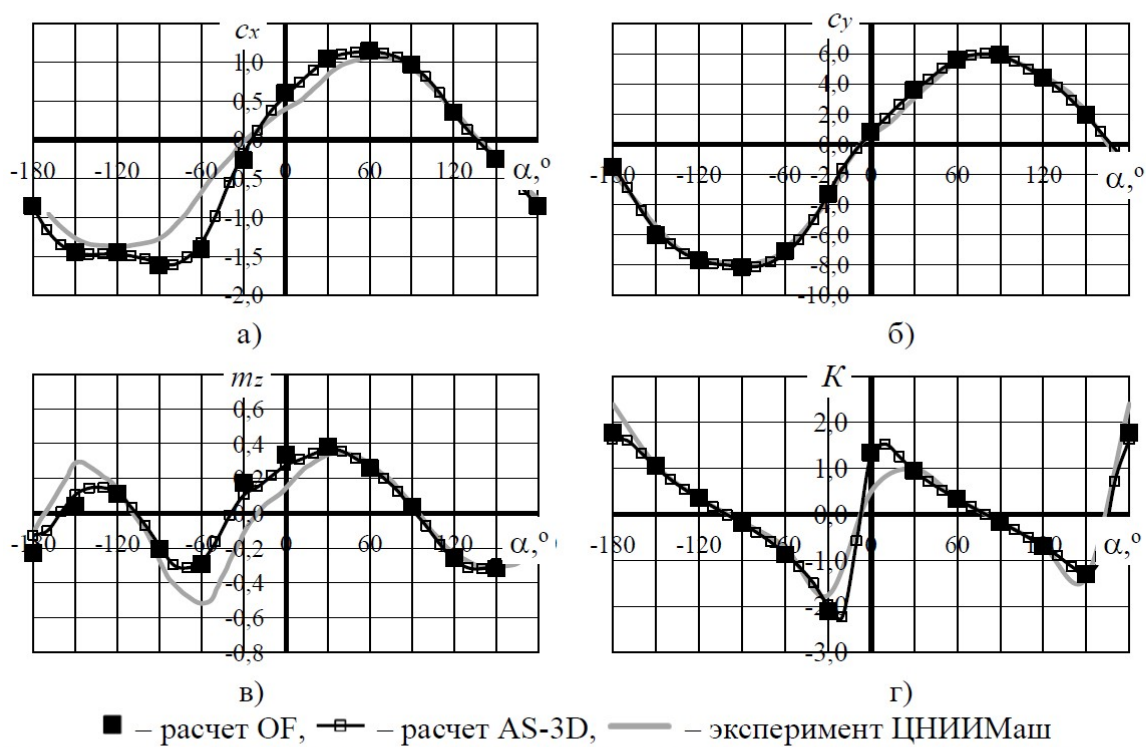


Рис.1.17 Аеродинамічні характеристики циліндрично-конічної оболонки.  $M=2,0$ .

За даними роботи [3].

Рис.1.18. Аеродинамічні характеристики оболонок в нестискаємому потоці.  
а), б) – половини полого циліндру; в) – д) полого конусу ; е)-з) половини полого  
конусу  
За даними роботи [3].

Рис.1.19. Аеродинамічні характеристики оболонок при  $M=2,0$ .  
а), б) – половини полого циліндру; в) – д) полого конусу ; е)-з) половини полого конусу  
За даними роботи [3].



Рис.1.20. Запропонована автором система стабілізації оболонок. За даними роботи [3].

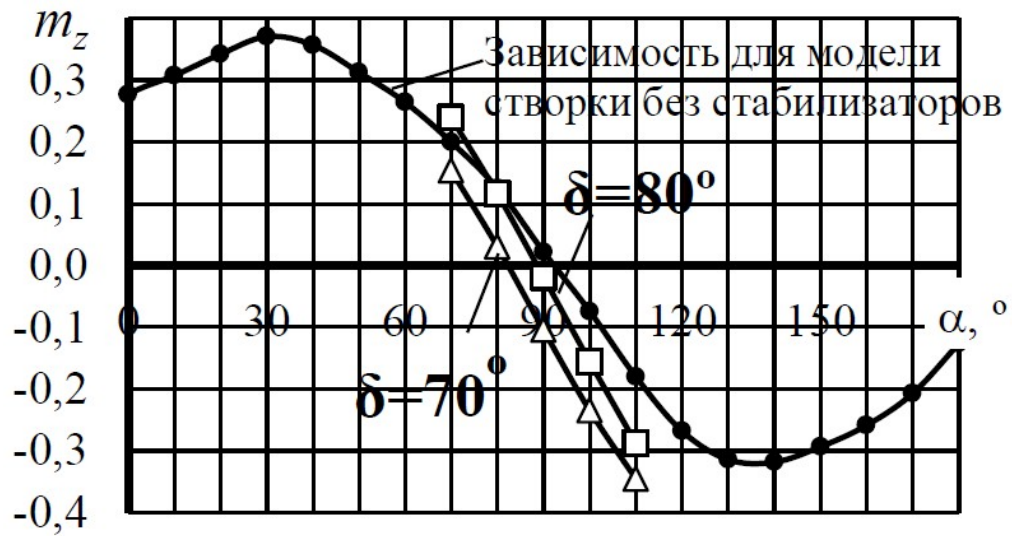


Рис.1.21. Характеристики стійкості оболонки із системою стабілізації. За даними роботи [3].

Рис.1.22. Структура обтікання оболонки із системою стабілізації.  $\alpha = 70^\circ$ ,  $M = 2,0$  За даними роботи [3].

Основні висновки роботи [3], що стосуються предмету нашого дослідження є наступні :

- Виконано комплекс аеродинамічних досліджень в дозвуковій та надзвукових аеродинамічних трубах, що містив вагові випробування моделей обтічників циліндричної та конічної форм, візуалізацію структур обтікання. Отримані аеродинамічні характеристики та картини обтікання оболонок різних типів ;
- Виконано параметричні дослідження впливу геометричних характеристик оболонок на аеродинамічні характеристики із застосуванням методів математичного моделювання. Математично визначені аеродинамічні характеристики (а.х.) циліндричних, конічних та комбінованих оболонок в діапазоні чисел  $M = 0,1 \dots 4,0$  . Виконано порівняння результатів математичного моделювання та результатів експерименту, у т.ч. результатів інших авторів ;

- Аналіз результатів математичних та експериментальних досліджень свідчить, що серед оболонок можна відокремити полий конус, при обтіканні якого утворюється складна структура течії із затікання до внутрішнього об'єму та утворенням застійної області, що призводить до відмінностей а.х. полого та суцільного конусів;
- А.х. розділених оболонок відрізняються як від а.х. плоских прямокутних пластин та трикутних крил, так і від а.х. суцільних циліндричних та конічних тіл через значний вплив на обтікання внутрішнього об'єму оболонок ;
- Виконаний комплекс досліджень встановив, що циліндрично-конічна модель обтічника має два значення кута атаки де реалізується умова стійкості із незначним запасом статичної стійкості .

#### 1.4 Дослідження форми планеру маршової ракети

Автори А.Н. Маршавин та С.Ю. Симаков в своєму дослідженні [4] вирішують задачу оптимізації форми планеру маршової ступені ракети із врахуванням обмежень на збільшення ваги конструкції, зміни внутрішнього об'єму та довжини корпусу. Теоретична схема моделі дослідження наведена нижче на рис.1.23 :

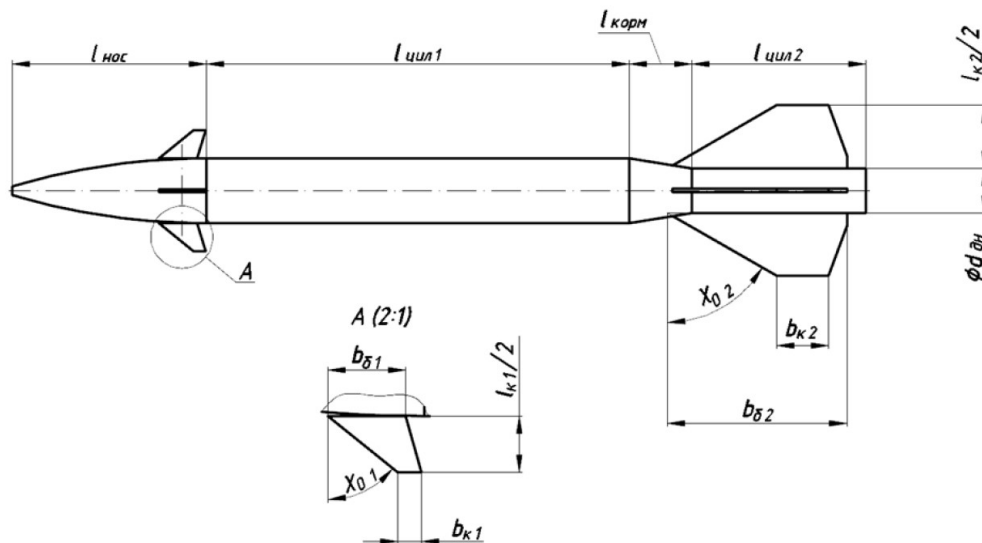


Рис.1.23. Теоретична схема моделі дослідження [4].

Блок-схема дослідження наведена на рис.1.24 :

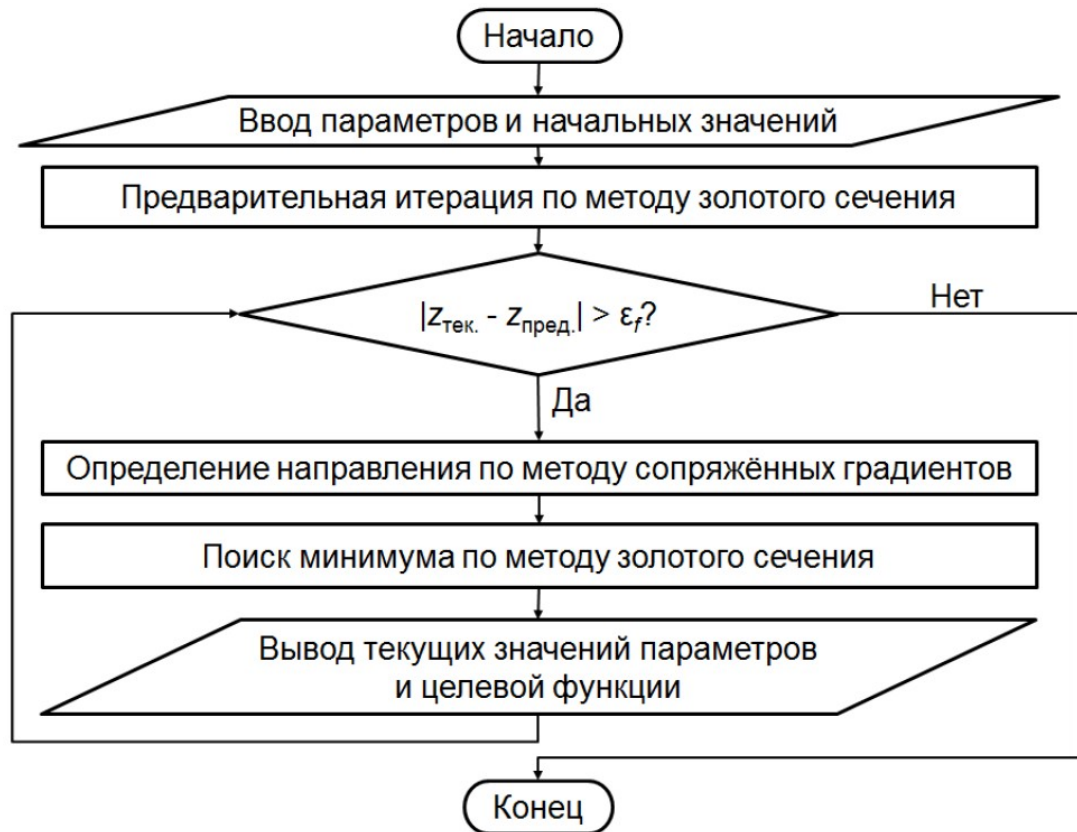


Рис.1.24. Блок-схема дослідження [4].

Результати оптимізації :

Параметр	Старое значение (относительное)	Новое значение (относительное)
Длина носовой части	1,0	1,20
Длина первой цилиндрической части	1,0	0,98
Длина кормы	1,0	1,31
Длина второй цилиндрической части	1,0	0,96
Диаметр донного среза	1,0	0,97
Длина консолей руля	1,0	1,10
Длина бортовой хорды руля	1,0	1,17
Длина концевой хорды руля	1,0	1,98
Угол стреловидности руля по передней кромке	1,0	1,01
Длина консолей крыла	1,0	0,88
Длина бортовой хорды крыла	1,0	0,97
Длина концевой хорды крыла	1,0	0,91
Угол стреловидности крыла по передней кромке	1,0	1,00
Масса МС	1,0	0,99
Внутренний объём МС	1,0	1,03
Длина МС	1,0	1,05
Максимальная дальность	1,0	1,25

Основними результатами дослідження [4] є :

- Збільшення довжини передньої та хвостової частин ракети, що зменшило лобовий опір ;
- Збільшення розмірів рулів , що збільшило моменти керування ;

- Зменшення розміру крил, що зменшило момент стабілізації ;
- Дальність польоту ракети зросла на 25%, вага маршового ступеню ракети зменшилась на 1%, об'єм корпусу збільшився на 3%, довжина збільшилась на 5%

#### 1.5. Експериментальні дослідження аеродинаміки корпусів ракет малого видовження

Грунтовне дослідження [5], виконане Петровим, є надзвичайно цінним для вирішення задач нашого дисертаційного дослідження оскільки базується на результатах фізичних випробувань дослідних моделей в аеродинамічних трубах ЦАГІ. Схема компоновання концепції наведена нижче на рис. 1.25 :

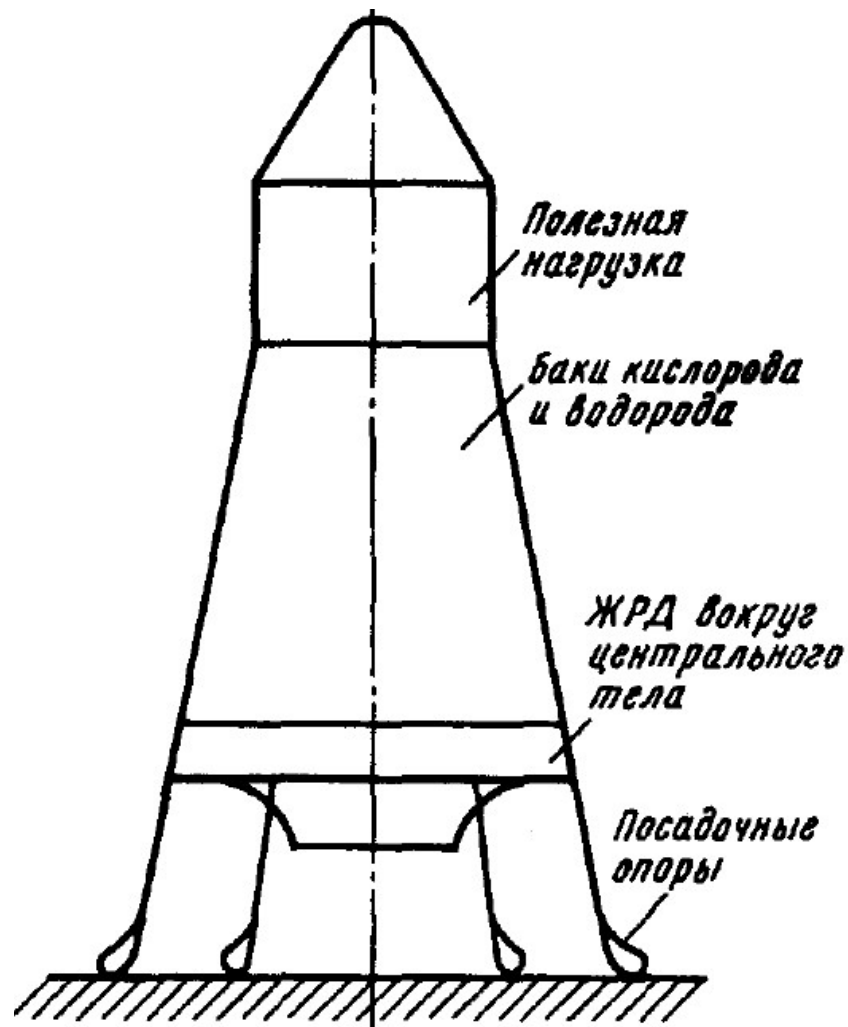
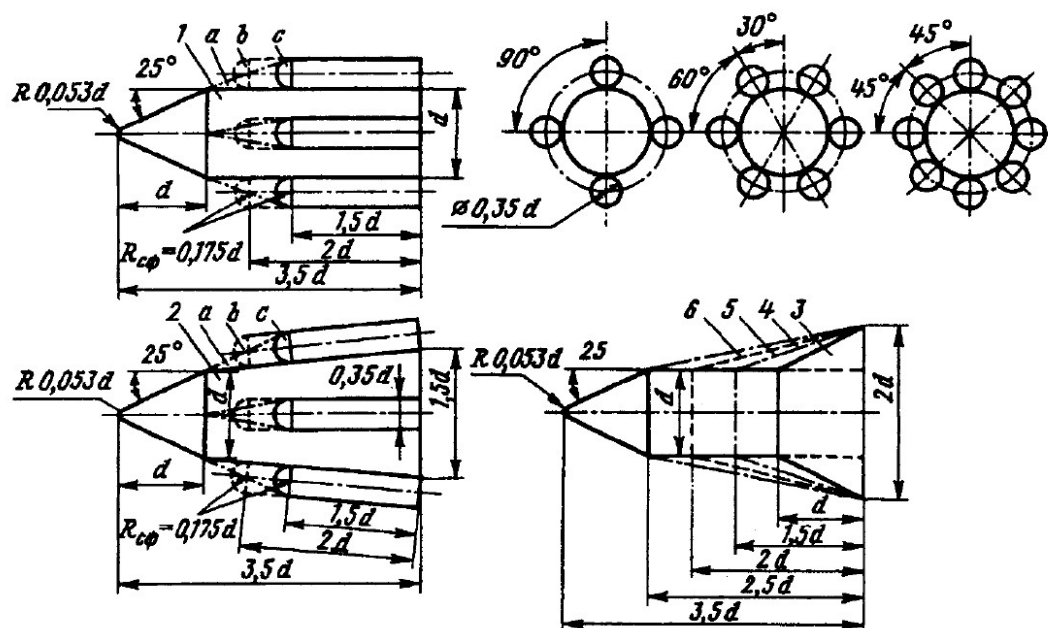


Рис.1.25. Загальна схема концепції. За даними роботи [5].

Теоретична схема моделей дослідження ( корпус ракет малого видовження, що складаються із одного блоку та додаткових блоків) наведена на ри.1.26 :



Номер варіанта	Корпус	Блок	Число блоків	Номер варіанта	Корпус	Блок	Число блоків
1	1	—	—	12	2	a	4
2	1	a	4	13	2	a	6
3	1	a	6	14	2	a	8
4	1	a	8	15	2	c	4
5	1	c	4	16	2	c	6
6	1	b	4	17	2	b	6
7	1	c	6	18	2	c	8
8	1	b	6	19	3	—	—
9	1	c	8	20	4	—	—
10	1	b	8	21	5	—	—
11	2	—	—	22	6	—	—

Рис.1.26. Схема компонування дослідних моделей.

Аеродинамічні характеристики моделей ракети, що складаються з одного блоку, у вигляді залежностей  $C_{x0}$ ,  $C_{x\infty}$ ,  $m \frac{C_r}{z} = f(M_\infty)$  наведені на рис.1.27 :

Рис.1.27. Корпус ракети з одним блоком. Залежності  $C_{x0}$ ,  $C_{x1}$ ,  $m \frac{C_r}{z} = f(M_\infty)$ .

За даними роботи [5].

Аеродинамічні характеристики моделей ракети, що складаються з декількох блоків, у вигляді залежностей  $C_{x0}$ ,  $C_{x1}$ ,  $m \frac{C_r}{z} = f(M_\infty)$  наведені на рис.1.28 :

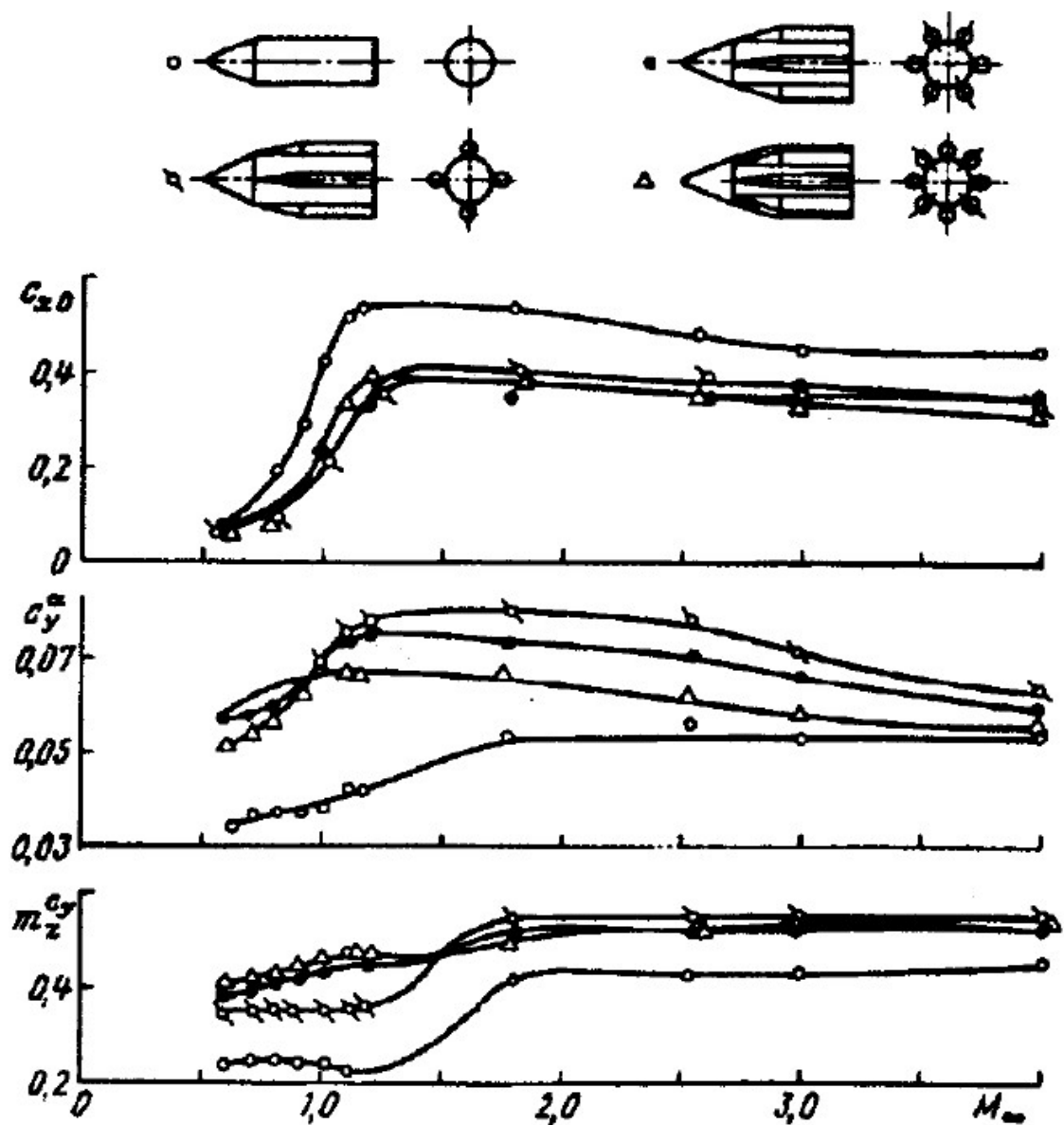


Рис.1.28. Корпус ракети з багатьма блоками. Залежності  $C_{x0}$ ,  $C_y^\alpha$ ,  $m_z^{C_y} = f(M_\infty)$ .

За даними роботи [5].

Вплив видовження та форми носової частини бічних блоків на залежності  $C_{x0}$ ,  $C_y^\alpha$ ,  $m_z^{C_y} = f(M_\infty)$  наведені на рис.1.29 :



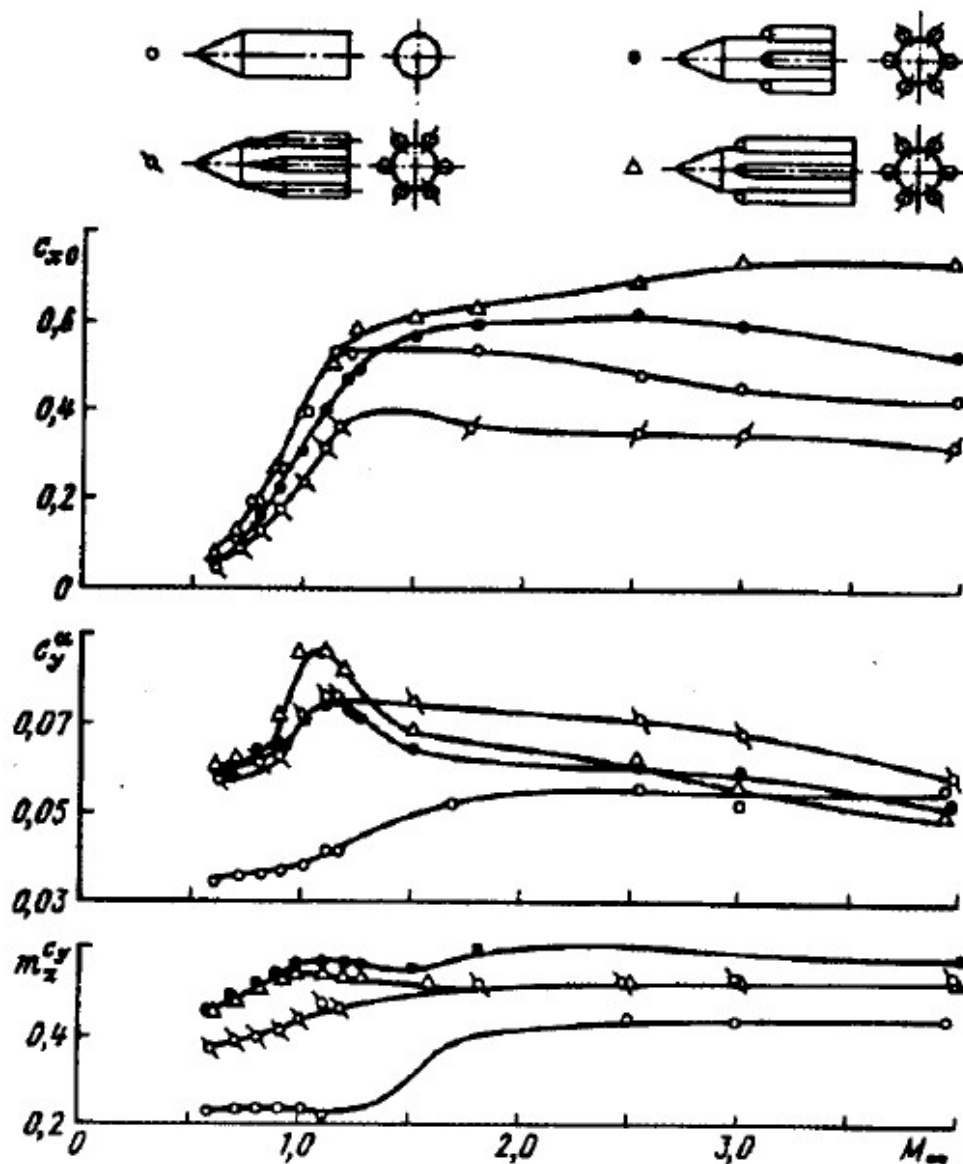


Рис.1.29 Вплив видовження та форми носової частини бічних блоків.

Залежності  $C_{x0}$ ,  $C_y^a$ ,  $m_z^{C_y} = f(M_\infty)$ .

За даними роботи [5].

Вплив кількості бічних блоків на залежності  $C_{x0}$ ,  $C_y^a$ ,  $m_z^{C_y} = f(M_\infty)$  наведені на рис.1.30 :

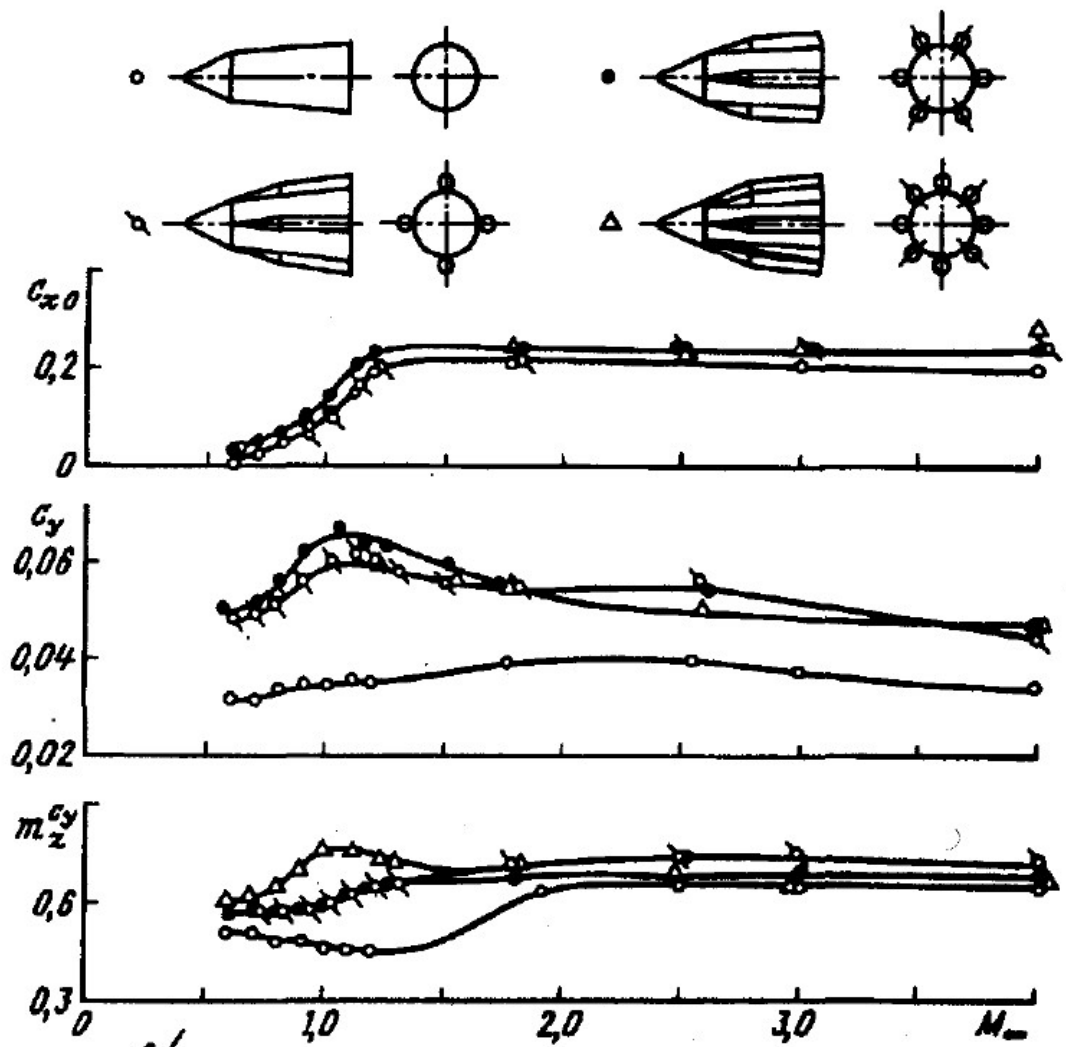


Рис.1.30 Вплив кількості бічних блоків. Залежності  $C_{x0}$ ,  $C_y$ ,  $m_z^{C_y} = f(M_\infty)$ .

За даними роботи [5].

Вплив форми центрального корпусу дослідної моделі та наявності бічних блоків на зміну залежності  $C_{хд} = f(M_\infty)$  наведені на рис.1.31. Вплив місця розташування сопел ракетних двигунів на донній частині дослідної моделі ракети малого видовження на зміну залежності  $C_x = f(C_T)$  наведені на рис.1.32.

Рис.1.31. Вплив форми центрального корпусу дослідної моделі та наявності бічних блоків на зміну залежності  $C_{ХД} = f(M_{\infty})$ . За даними роботи [5].

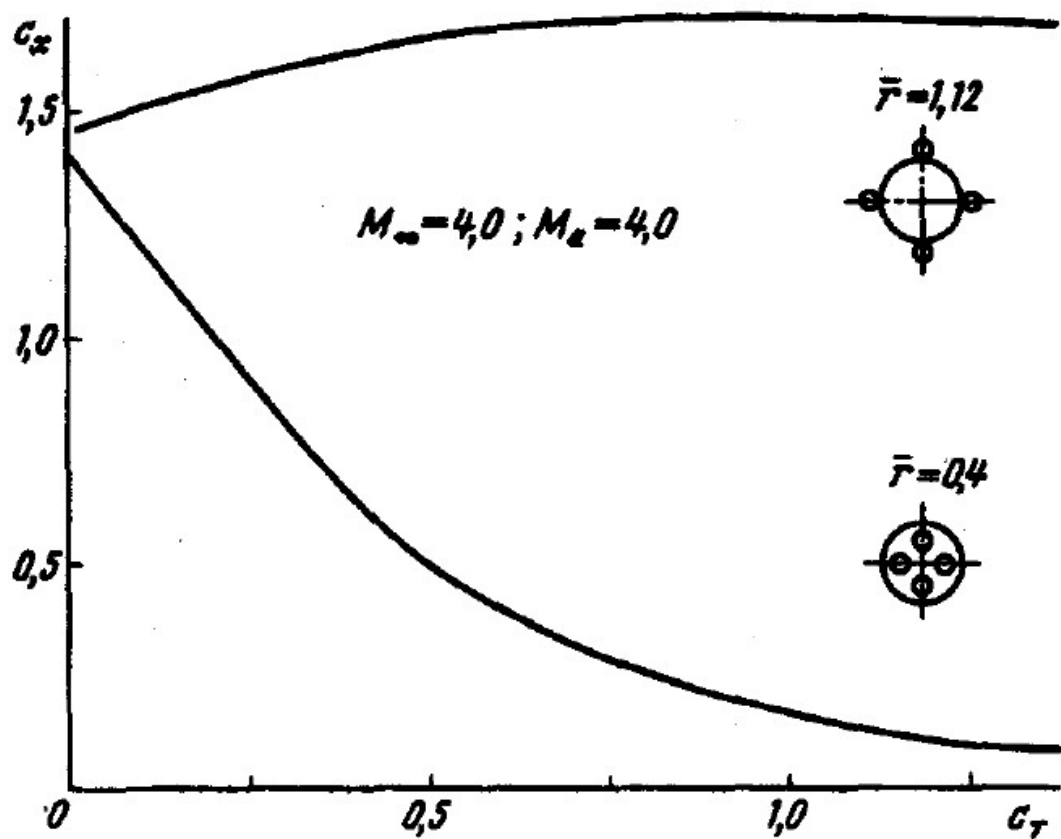


Рис.1.32. Вплив форми центрального корпусу дослідної моделі та наявності бічних блоків на зміну залежності  $C_x = f(C_T)$ . За даними роботи [5].

Основні висновки дослідження [5] :

- Форма центрального корпусу та наявність бічних блоків робить значний вплив на основні аеродинамічні характеристики компонування  $C_{x0}$ ,  $C_z^{\alpha}$   $m_z^{\alpha} = f(M_{\infty})$  ;
- Як походить з аналізу даних , наведених на рис.1.27 – 1.30 , найменше значення коефіцієнту лобового опору  $C_{x0}$  за умови дозвукового обтікання реалізується для компонування із чотирма додатковими блоками та конічною формою центрального корпусу малого видовження ;
- Збільшення швидкості польоту призводить до значного зростання коефіцієнту лобового опору та зміни інших характеристик для всіх варіантів досліджених моделей компонування ;
- Для всіх варіантів компонування спостерігається відсутність повздовжньої стійкості, тобто має значення  $m_z^{\alpha} > 0$ . Тобто для застосування будь якого з варіантів досліджених моделей застосування оперення є необхідною умовою реалізації проекту ;

### **Висновки за розділом:**

1. Наведений в даному розділі огляд результатів наукових досліджень наочно свідчить про значний інтерес наукової спільноти до вирішення питань аеродинамічного проектування корпусів ракет із дозвуковою швидкістю польоту ;
2. Для загального компонування ракетного транспортного контейнеру є доцільним застосувати компонування із бічними блоками, оскільки в цьому випадку за даними роботи спостерігається прийнятний рівень лобового опору та параметрів стійкості ;
3. В наступному розділі дисертаційного дослідження є доцільним визначити метод моделювання обтікання корпусу транспортного контейнеру та обрати загальну методику обчислюваного експерименту

## 2. Методика обчислюваного експерименту

### 2.1 Врахування особливостей обтікання корпусу РКТ

Розгляд безперервного стану може бути описаний його середовищем, забезпечуючи швидкість і термодинамічні параметри, такі як безперервні функції часу і простору. Застосування принципів збереження маси, імпульсу та енергії забезпечує систему диференціальних рівнянь у часткових похідних (див. Нижче) для швидкості та термодинамічних змінних як функції часу та положення. Якщо сформулювати граничні та початкові умови, що відповідають даному типу потоку та частковому типу диференціального рівняння, математичного опису задачі буде достатньо [6]:

Потік процесу зазвичай описує рівняння безперервності:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 ; \quad (2.1)$$

Рівняння імпульсу, як наслідок другого закону Ньютона для малого текучого елемента, розглядається як замкнута система:

$$\frac{d}{dt} \int \rho \mathbf{v} dV_{cs} = \sum \mathbf{F} ; \quad (2.2)$$

де:

$\sum \mathbf{F}$  - сили, що діють на поверхню елементарного об'єму.

Рівняння енергії, яке впливає з першого закону термодинаміки для контрольного об'єму  $V$ :

$$\int_V \rho \frac{D}{Dt} \left[ e + \frac{q^2}{2} \right] dV = \int_V \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{v} dV + \int_S n \cdot (\mathbf{v} \sigma - \dot{Q}) dS ; \quad (2.3)$$

$Q$  - швидкість тепловіддачі на одиницю площі;

$e$  - питома внутрішня енергія.

Ці рівняння, доповнені відповідним рівнянням стану та граничними умовами, описують тривимірний нестабільний рух в'язкої стисливої рідини. Однак така система рівнянь надзвичайно складна і вимагає рішень занадто довго, навіть для дуже потужних суперкомп'ютерів. Потік рідини легше

розглянути, використовуючи потоки класу, описані набагато простіше, ніж вище, але менш точні системи рівнянь. Для потоків, що представляють практичний інтерес для завдання, відповідна класифікація наведена в табл. 2.1. Класифікацію проводять за двома параметрами - в'язкості та щільності. Найближчою до цієї проблеми може бути сприйнята нестислива швидкість потоку мала в порівнянні зі швидкістю звуку ( $M < 1$ ).

Механізована механізована крилова механіка з відкинутими злітно-посадковими режимами, прийнятними для розгляду нестисливих в'язких. Це припущення дозволяє математично описати проблему за допомогою рівнянь неперервності та імпульсу:

$$\nabla \cdot v = 0 ; \quad \rho \frac{Dv}{Dt} = \rho f - \nabla \cdot p + \mu \nabla^2 v = 0 \quad (2.4)$$

Таблиця 2.1 Класифікація потоків

Вязкость	Плотность	
	Несжимаемые (плотность постоянна)	Сжимаемые (плотность переменна)
Невязкие течения ( $\mu = 0$ )	Потенциальные течения	Газовая динамика (при $k = 0$ )
Течения в пограничных слоях (вязкость существенна вблизи поверхности)	Ламинарные течения (очень малые Re) Турбулентные течения (большие Re)	Перенос тепла (также существен)
Отрывные течения (вязкость существенна везде)	Ламинарные течения (малые Re) Турбулентные течения	Перенос тепла (также существен)

Граничні умови, доповнююча система, що враховує специфіку проблеми. Якщо при розрахунку площі кордону, утвореного твердими стінками, всі компоненти швидкості робляться рівними відповідним компонентам твердотільної поверхні, тобто неможливо "проникнення" рідини вздовж меж рідини - суцільної стінки, ніякого нормального для неї руху. У рідині - рідина безперервна швидкість і напруга зсуву. Як використана гранична умова неперервності зсувних напружень. При розгляді механізованого обгорткового крила, зануреного в середовище, необхідно також вказати умови на віддалених від тіла кордонах. На вході та виході рідини встановлюються межі всіх залежних змінних. Подалік від тіла під час доцільного врахування як місцево невіскової, так і межі витоку достатньо, щоб поставити лише одну граничну умову.

Повна система рівнянь повинна розглядатися, якщо ділянка зображення, що розділяє, тече в потоці. За відсутності сил маси система рівнянь у безрозмірному вигляді у двох вимірах у декартових координатах виглядає так:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 ; \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{1}{\text{Re}} \left[ \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right]; \quad (2.6)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial y} = \frac{1}{\text{Re}} \left[ \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right]. \quad (2.7)$$

Рішення цієї схеми при малому числу Рейнольдса ( $\text{Re} < 200$ ) описують ламінарний потік. Однак, коли велика кількість потоку стає турбулентним, Рейнольдс. Система рівнянь у трьох вимірах і підходить для опису таких потоків, але в дійсних числах Рейнольдса для найбільш точного подання малого масштабу турбулентності потрібна щільна сітка не застосовується.



## 2.2. Моделювання безвідривного обтікання

Припущення про нерозмежований потік та низькошвидкісний літак на умовах злітно-посадкової смуги, описане для рівняння Лапласа для потенціалу швидкості :

$$\Delta \Phi = 0 \quad (2.8)$$

точка на нескінченності на поверхневій швидкості літака збігається з не порушеним потоком

$$\text{grad}(\Phi)|_{\infty} = V_{\infty} \quad (2.9)$$

на поверхні  $S$  розташування задоволено умову непроникності - відсутність нормальної складової швидкості,

$$V_n|_S = 0 \quad (2.10)$$

а на гострих краях заднього крила та інших предметів, що несуть компонувальний стан Кутта - Жуковський. На поверхні вихрового листа немає різниці статичного тиску.

В якості основи ми пропонуємо метод симетричних ознак, запропонований для розрахунку профілю потоку [7], а пізніше поширення [8] на випадок обтікання крила. Суть методу полягає в наступному: на поверхні крилових панелей розподілені шари джерел і вихорів, інтенсивність вихрового шару лінійно змінюється по хорді панелі, а інтенсивність вихідного шару постійна всередині панелі . Інтенсивності вихорів і одного і того ж джерела до протилежних сторін панелей крила в межах однієї смуги. Граничні умови непроникності виконувались в контрольних точках, розташованих в центральній панелі, а умова Чаплигіна - Жуковського виконувались шляхом прирівнювання інтенсивності вихрового листа на задній кромці до нуля.

У разі компонування [9] на слабкому носії корпусу типу фюзеляжних джерел застосовується метод, а в черевній частині крила з симетричним потоком забезпечується відповідність гіпотезі про сталість циркуляції.

У роботі [9] запропонований принцип дискретних аналогів розподілених шарів. Для приблизного розрахунку швидкості, індукованої безперервними шарами гідродинамічних характеристик, було запропоновано наближення кінцевої суми швидкостей дискретних ознак у вигляді вихрових сегментів та сегментів пружин, розташованих на панелі, як показано на рис.2.1 .

Кількість дискретних ознак, розташованих у панелі, що імітує відому безперервну розподіл хордової панелі, не є постійною. Це залежить від відстані від центру панелі до точки, де визначається швидкість, коливається від 1 до 64 сегментів. Загальна циркуляція вихорів і загальна інтенсивність джерел на панелі не залежить від кількості сегментів. Швидкість безперервного вихрового шару апроксимується наступним виразом:

$$\vec{V}^v = \sum_{i=1}^N \vec{V}_i^v \vec{y}_i \quad (2.11)$$

де:

$\vec{V}_i^v$  - Швидкість і-го індукованого підковового вихору;

N - кількість дискретних функцій на панелі.

Для геометрії панелі, показаної на рис. 2.1. Вираз для норми виглядає так:

$$\begin{aligned} \vec{V}_i^v = & \frac{1}{4\pi} \left( \frac{CA \times CM}{|CA \times CM|^2} \left[ \frac{CA \times CM}{|CM|} - \frac{CA \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} \right] \right) \\ & + \frac{1}{4\pi} \left( \frac{a_i \times q_i}{|a_i \times \vec{q}_i|^2} \left[ \frac{a_i \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} - \frac{a_i \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} \right] \right) \\ & + \frac{1}{4\pi} \left( \frac{BD \times DM}{|BD \times DM|^2} \left[ \frac{BD \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} - \frac{BD \times DM}{|DM|} \right] \right), \end{aligned} \quad (2.12)$$

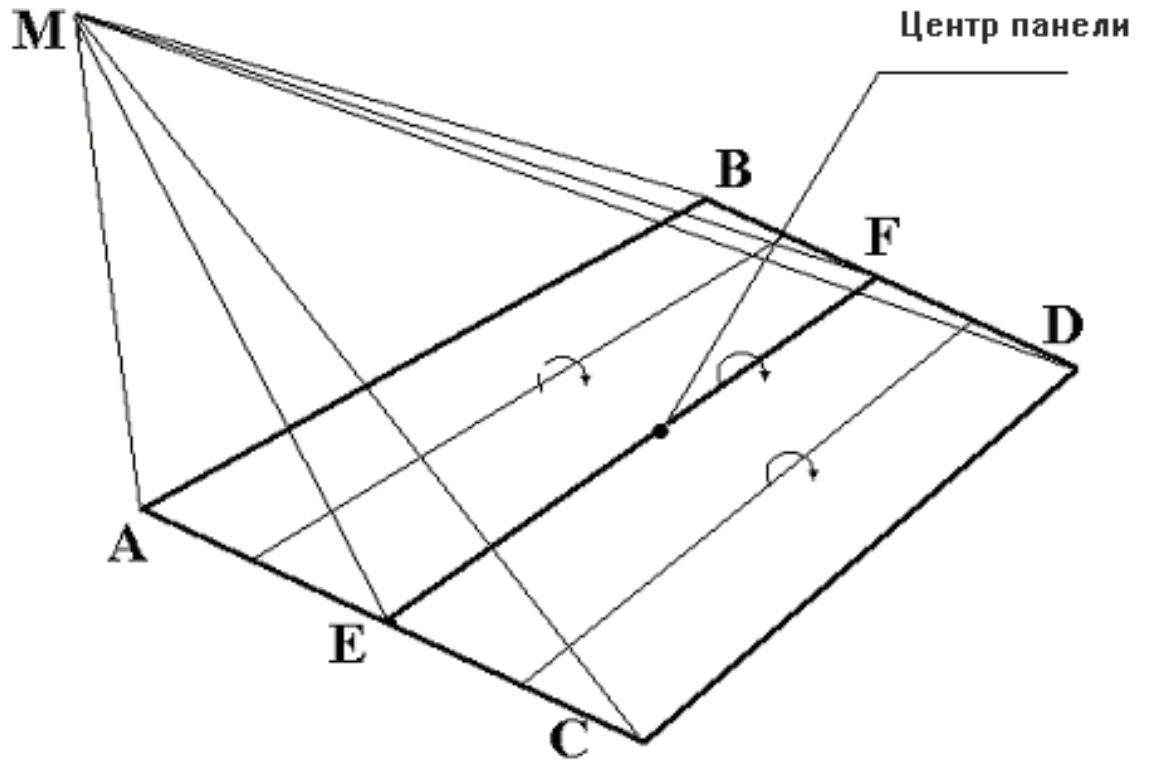


Рисунок 2.1 Схема основного методу.

де:

$$\vec{q}_i = CM - \left( \frac{2i-1}{2N} \right) CA ; \quad p_i = DM - \left( \frac{2i-1}{2N} \right) BD ; \quad \vec{a}_i = CD - \left( \frac{2i-1}{2N} \right) (CA + BD) \quad (2.13)$$

Аналогічно, для наведеного розподілу швидкості джерел ми маємо наступний вираз

$$\vec{V}^\sigma = \sum_{i=1}^N \vec{V}_i^\sigma \sigma_i \quad (2.14)$$

де:

$$\sigma_i = \frac{1}{y_i} ;$$

$$\vec{V}_i^\sigma = \frac{1}{4\pi} \frac{[\vec{a}_i \times \vec{q}_i] \times \vec{a}_i}{|\vec{a}_i \times \vec{q}_i|^2 |\vec{a}_i|} \left[ \frac{\vec{a}_i \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} - \frac{\vec{a}_i \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} \right] \frac{1}{4\pi} \frac{\vec{a}_i}{|\vec{a}_i|} \left[ \frac{1}{|\vec{p}_i|} - \frac{1}{|\vec{q}_i|} \right] \quad (2.15)$$

Простіші вирази, що описують збурення джерел та вихорів сегментів швидкості, можуть значно зменшити потребу в комп'ютерних ресурсах порівняно з алгоритмом, спираючись на обчислення точних значень інтегралів неперервних шарів, розподілених усередині панелі. витрати часу на рахунок зменшуються на замовлення без втрати точності розрахунку. Використання дискретного аналога сегментів дозволяє зняти ряд властивих обмежень інших методів на панелі форми, розширити можливості геометричного опису поверхні.

Вихровий лист позаду крила змодельований вигнутими вихровими шнурами, що циркулюють постійної інтенсивності, що стікають із задньої і, можливо, бічних країв крила, які, в свою чергу, замінені системою вихрових сегментів. На значній відстані від крила в рамках задачі вони являють собою замкнені напівнескінченні сегменти, спрямовані вздовж непорушеного потоку.

У зоні ближнього пробудження вихровий лист визначається ітерацією. По-перше, з огляду на деяке початкове наближення геометрії кожуха. Проблемою потоку в лінійній рецептурі є особливості розподілу інтенсивності по поверхні літака. Подальше відрегульоване положення кожного сегмента вихору таким чином, щоб напрямок кожного сегмента збігався з напрямком вектора швидкості в середині. Коли ви досягаєте зближення у вигляді завіси, починається переробка - для вирішення проблеми потоку з урахуванням змін у формі савана, регульованої інтенсивності особливостей і т. Д. Ітераційний процес вважається завершеним, коли заклад утворює вихровий лист, і як результат - інтенсивності гідродинамічних характеристик, що визначають загальні та розподілені аеродинамічні характеристики літальних апаратів.

Ще однією особливістю теорії вихрового шнура є наявність сингулярності в районі дискретного сегмента вихру. Зазвичай у таких випадках штучна в'язкість вводиться у вигляді вихрового ядра. В якості

одного з варіантів використана плавна аналітична функція, така що при наближенні до приватного сегмента збурена швидкість прагне до нуля, а на відстані близько двох радіусів вибірки прагне до точного значення (формула Біо-Савара).

Реактивні двигуни є імітованими потоковими полями, розташованими на кордонах гідродинамічних характеристик, забезпечуючи різку зміну щільності та загального тиску, як показано на малюнку 2.2:

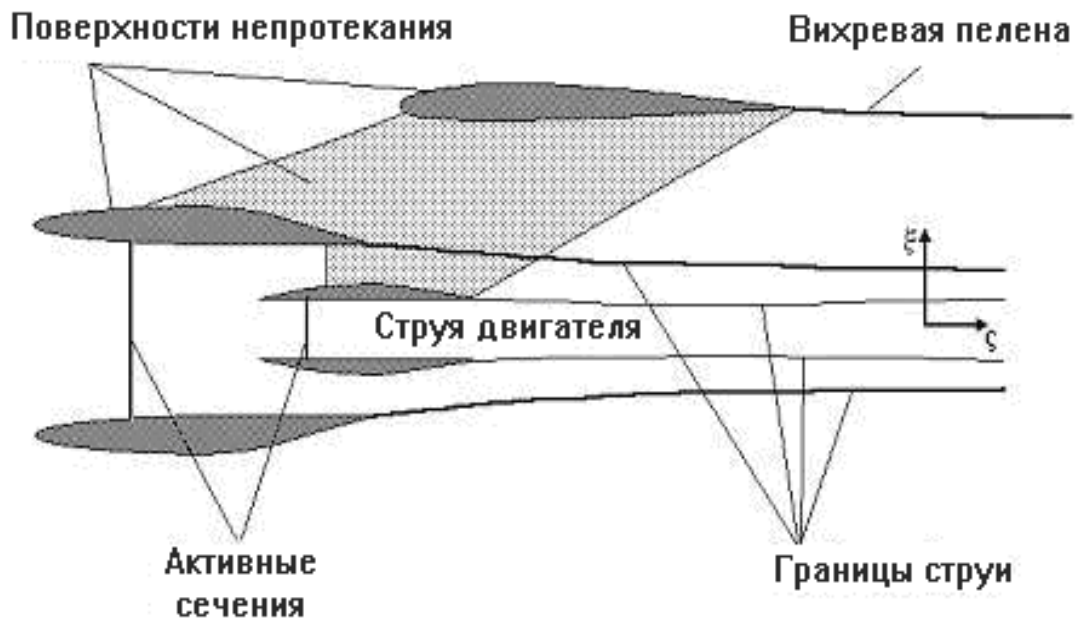


Рисунок 2.2 Діаграма обліку впливу реактивних двигунів.

В рамках врегулювання наближення теплової та механічної енергії до потоку, що проходить через установку двигуна, відбувається в так званому "активному" розділі. Величина змін питомої щільності енергії визначається відношенням та загальним тиском у сусідніх областях. Система рівнянь для потенціалів потоку зовні і всередині реактивного двигуна та відповідні граничні умови:

Потенційний потік поза межами реактивного і реактивного двигуна задовольняє рівняння Лапласа:

$$\begin{aligned} \Delta \Phi &= 0 && \text{(Поза межами струменя)} \\ \Delta \Phi_j &= 0 && \text{(Всередині струменя)} \end{aligned} \quad (2.16)$$

з граничними умовами течії на твердій поверхні:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial N}|_s = 0 \quad , \quad (2.17)$$

$$\frac{\partial \Phi_J}{\partial N}|_s = 0$$

і на межі струменя:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial N}|_f = 0 \quad (\text{вне границ струи}) \quad . \quad (2.18)$$

$$\frac{\partial \Phi_J}{\partial N}|_f = 0 \quad (\text{внутри струи})$$

Ці межі є поверхнями дотичної розриву швидкості, і вони можуть бути представлені у вигляді вихрового шару. Умова безперервності статичного тиску при проходженні через межу струменя записується так:

$$(P^+ - P^-)_J = 0 \quad . \quad (2.19)$$

"Активна" ділянка безперервної дотичної до ділянки поверхневої швидкості:

$$(V_{\tau_1} - V_{\tau_2})_a = 0 \quad . \quad (2.20)$$

нормальний компонент може мати розрив через різну щільність рідини в потоці та в потоці, що надходить. Умови збереження потоку через "активний" переріз можна записати так:

$$(\rho V_{n_1} - \rho_J V_{n_2})_a = 0 \quad . \quad (2.21)$$

З умови безперервності статичного тиску при проходженні через поверхню потоку можна отримати залежність між щільністю вихрового шару на поверхні струменя і середньою тангенціальною швидкістю:

$$V_{\tau} = 0.5 * (V_{\tau_1} + V_{\tau_2}) \quad ; \quad (\bar{\rho}_J - 1) V_{\xi}^2 - (\bar{\rho}_J + 1) \gamma_{\xi} V_{\tau} + (\bar{\rho}_J - 1) \cdot 4(\gamma_{\xi}^2 + \gamma_{\zeta}^2) = 2 \Delta P_0 / \rho \quad , \quad (2.22)$$

де:

$\bar{\rho}_J = \rho_J / \rho$  — отношение плотностей в струе и в потоке;

$\Delta P_0$  — разность полных давлений в струе и в окружающем потоке;

$\gamma_{\xi}$  - Щільність компонента шару вихору, перпендикулярна локальній швидкості;

$\gamma_{\varsigma}$  - «Поздовжній» компонент щільності вихрового шару.

В случае  $P_J = 1$  Ми отримуємо просте відношення до визначення "перпендикулярного" шару вихрової щільності

$$V_{\tau} \gamma_{\xi} = -\Delta P_0 / \rho_0 \quad (2.23)$$

друга складова визначається із збереження циркуляції

$$\frac{\partial \gamma_{\xi}}{\partial \xi} + \frac{\partial \gamma_{\varsigma}}{\partial \varsigma} = 0 \quad (2.24)$$

При розгляді потоків з різною щільністю в струмені та задачу потоку можна звести до еквівалентної задачі постійної густини. Умовно замініть область щільності рідини щільністю рідини, але з однаковим розподілом статичного тиску в просторі. Тоді, використовуючи інтеграл Бернуллі:

$$P_J = P_{J_0} - \rho_J V_J^2 / 2 \quad (2.25)$$

Ви можете отримати наступне співвідношення для швидкостей, еквівалентних реактивному струму розподілу статичного тиску:

$$\tilde{V}_J = V_J \sqrt{\rho_J / \rho} \quad (2.26)$$

У цьому випадку потенційний потік не порушується. У "активному" розділі, еквівалентному струмені, з'являється розрив у споживанні, а потім струменем струму підтримується потік. Крім того, в еквівалентному завданні на активній ділянці в тангенціальному зазорі з'являється складова швидкості, що призводить до необхідності розміщення площини "активної" ділянки вихрового шару - для імітації тангенціального зсувного шару та джерел для нормальної швидкості моделювання розривів. Для інтенсивності джерел та вихорів на поверхні "активного" перерізу в еквівалентній задачі ми отримуємо такий взаємозв'язок:

для джерел:

$$\tilde{q} = 2 \tilde{V}_n (1 - \sqrt{\rho_J}) / (1 + \sqrt{\rho_J}) , \quad (2.27)$$

для вихрів:

$$\tilde{\gamma} = 2\tilde{V}_\tau (1 - \sqrt{\tilde{\rho}_J}) / (1 + \sqrt{\tilde{\rho}_J}) . \quad (2.28)$$

Таким чином, визначення інтенсивності особливостей на поверхнях струменя і "активного" перерізу площини проблема потенційного компонування потоку з двигунами з щільністю потоку в струменах відрізняється від щільності вхідного потоку, зменшеною до рішення еквівалентної задачі з однаковою щільністю в потоці та в реактивних двигунах. Більш детальний опис математичної постановки задачі про потік на основі реактивних двигунів можна знайти в [10].

Для чисельного вирішення задачі ми використовували метод гідродинамічних особливостей, тоді як поверхня макета, межі струменів та "активний" перетин ділянки біля прямокутних панелей розміщені на цих шарах вихорів та джерел. межа струменя обшивається кусочно-постійним вихровим розподілом, за винятком випадку закінчення струменя з сопла двигуна в останніх панелях, що імітують гондолу двигуна, додається додаткова поштучно лінійна вихор для вирівнювання переходу з суцільною межею на межі струменя . "Активний" середній переріз ділянки біля прямокутних панелей з кусочно постійним розподілом джерел та вихорів.

У процесі вирішення проблеми потоку необхідно визначити значення ознак на компонуванні поверхні, на кордонах струменів і "активних" ділянках і, крім того, одночасно визначити форму струменя і вихрового листа тягнутися від задніх країв несучих поверхонь літака. Через невідомі межі ця проблема стає нелінійною і може бути вирішена ітеративно. У нульовому наближенні вихровий листовий планер, прийнятий плоским і спрямований не порушеною швидкістю потоку, і струмінь мають вигляд циліндрів з перетином, що збігається з формою вихідної секції гондоли або приводних гвинтів. Інтенсивність вихрового шару на поверхні струменя повинна дорівнювати:

$$\tilde{\gamma}^{(0)} = \tilde{V}_{J\infty} - V_\infty . \quad (2.29)$$



Щільність вихідного шару до "активного" розділу визначається за формулою:

$$\tilde{V}_{na}^{(0)} = (\tilde{V}_{J\infty} + V_{\infty})/2 \quad (2.30)$$

В нульовому наближенні завихреності на активній ділянці немає. Тоді він вирішує проблему визначення інтенсивності ознак на панелі компонування, забезпечує відсутність потоку в контрольних точках для заданої форми струменевого вихрового аркуша і значень ознак на них. Ця проблема зводиться до вирішення системи лінійних рівнянь для невідомих ознак на панелях компонування  $\gamma_s$ :

$$[A] \tilde{\gamma}_s + [B_J] \tilde{\gamma}_J = 0 \quad (2.31)$$

Після визначення інтенсивності всіх характеристик на поверхні літака, на кордонах реактивних струменів та "активних" ділянках, ми визначаємо поле швидкості на струменях панелей контрольних точок та "активних" ділянках, а також точках, що лежать на вихрових сегментах, що імітують вихровий лист. За допомогою отриманих значень швидкості і напрямку визначаються межі нових струменів і новий розподіл ознак на них і на «активних» ділянках, а також нова форма вихрового аркуша.

Інтенсивності ознак на панелях, що утворюють струмінь, і "активний" переріз визначаються з наведених рівнянь у вигляді систем, відносно невідомих інтенсивностей кожної панелі. Цей ітераційний процес триває до зближення, ступінь якого визначається різницею в розподілі ознак на поверхні компонування літака та струменів двигуна.

За допомогою описаного вище підходу була встановлена програма розрахунку аеродинамічних характеристик літака з урахуванням ефекту реактивних двигунів. Для імітації двигунів струменя програма надає можливість переглянути вкладені струмені, що дозволяє встановити крокову зміну параметрів профілю потоку для товщини струменя. Одним із найскладніших для розрахунку компонування панелі літака в кожному конкретному випадку є випадок, коли реактивний планер двигуна перетинає

такі елементи, як крило або горизонтальний хвіст. Точка контакту в контрольній зоні струменя поблизу дискретних вихорів або джерела, розташованих на поверхні пристрою, призводить до особливо типових швидкостей. Щоб уникнути труднощів, пов'язаних з появою нескінченно великої швидкості в контрольних точках, в програмі використовували два підходи. Перша - з точок на поверхні струменя може бути зафіксована, наприклад, через перетин площини і крила, а конструкція розпилення триває для решти точок. У цьому випадку можливий візуальний контроль взаємного розташування панелей і реактивного літального двигуна в області їх перетину на рівні вхідних вихідних даних. Другий підхід полягає в тому, що панель вводиться поблизу зони, в межах якої швидкість обчислення відбувається будь-яким іншим способом. У цьому випадку, зокрема площа точок контакту в швидкості, вона обчислюється за суцільними шарами ознак. У випадку контактних пунктів у певних районах декількох панелей підсумовуються відповідні ставки.

### 2.3. Алгоритм визначення загальних аеродинамічних характеристик РКТ.

Визначивши розподіл тиску по поверхні літака з відхиленою механізацією, ми неминуче зіткнемося з завданням приведення її до натурному результату. Оскільки достовірність інтегральних аеродинамічних коефіцієнтів є прямий наслідок відповідності дійсності розрахункового розподілу тиску і тертя по поверхні, пропонується методика спочатку визначає для даного методу параметр корекції розподіленого тиску до натурному. У загальному вигляді параметром корекції пропонується відносна функція виду:

$$F_A(x, y, \dots, n) = \frac{C_{p^{x, \Delta}}(x)}{C_{p^{x, P}}(x)}, \quad (2.32)$$

де :

$C_{p^{x, P}}(x); C_{p^{x, \Delta}}(x)$  - відповідно місцеві похідні коефіцієнта розподіленого тиску по хорді, отримані для чисельного і натурального експерименту;

$F_A(x, y, \dots, n)$  - параметр корекції, функція  $n$  параметрів впливу - таких як геометрія, стан поверхні, зовнішні умови та інше.

Параметр корекції визначається на основі порівняння результатів дренажних і вагових випробування моделей і чисельного моделювання обтікання відсіків крил і літаків з механізованими крилами як функціональне  $n$ -мірне поле параметрів впливу - типу механізації, критеріїв подібності, кута атаки. Місцеве значення коефіцієнта тиску можна визначити як:

$$C_{p_{\text{ЛН}}}(x) = C_{p^{x, \Delta}}(x) * F_A(x, y, \dots, n) * x + C_{p_{\text{ЛН}}}(x=0) \quad (2.33)$$

Результат розрахунку обтікання поверхні літака видається, як правило, у вигляді епюр розподілу коефіцієнта тиску по хорді дренувати або розрахункового перетину. У будь-якій точці поверхні коефіцієнт тиску можна представити у вигляді:

$$C_{p_i} = 1 - \left( \frac{V_i}{V_\infty} \right)^2 = 1 - \frac{a * x}{V_\infty^2}, \quad (2.34)$$

де:

$V_i$  – швидкість потоку в даній точці;

$V_\infty$  – швидкість потоку на нескінченності.

Квадрат швидкості потоку може бути представлений у вигляді:

$$V_i = a * t; \quad V_i = \frac{x}{t}; \quad V_i^2 = a * x, \quad (2.35)$$

де :

$x$  – шлях, пройдений частинкою з початку розгону;

$a$  – середнє прискорення на ділянці розгону частинки.

тоді:

$$C_{p_i} = 1 - \frac{a * x}{V_\infty^2}. \quad (2.36)$$

Похідна цього параметра по траєкторії руху частинки є аналогом середнього прискорення частинки рідини на ділянці розгону частинки:

$$C_{p_i}^x = - \frac{a}{V_\infty^2}. \quad (2.37)$$

А співвідношення похідних епюр розподіленого тиску, отриманих в експерименті та розрахунковим методом, дорівнює співвідношенню експериментального середнього прискорення  $a_{e, \varepsilon}(x)$  до середнього розрахункового прискоренню  $a_{e, p}(x)$  на даній ділянці:

$$F_A(x, y, \dots, n) = \frac{C_{p_i}^x(x)}{C_{p_i}^x(x)} = \frac{a_{e, \varepsilon}(x)}{a_{e, p}(x)}. \quad (2.37)$$

Частка газу механічно взаємодіє з тілом обтікання на тій ділянці її траєкторії, де відбувається зміна кількості руху і перехід кінетичної енергії руху в зміну внутрішньої енергії і здійснення роботи переміщення.

Загальний баланс енергій елементарної частинки рідини згідно [11] може бути представлений у вигляді:

$$dQ = d\left(\frac{V^2}{2}\right) + di + g * dz + dL \quad (2.38)$$

де :

$dQ$  – загальна зміна кількості тепла;

- $d\left(\frac{V^2}{2}\right)$  – загальна зміна кінетичної енергії;  
 $di$  – загальна зміна теплосодержання;  
 $g \cdot dz$  – загальна зміна потенційної енергії;  
 $dL$  – робота зовнішніх сил.

Припускаючи протягом газу при обтіканні адіабатичним  $dQ = 0$  і виключаючи з допомогою першого початку термодинаміки теплові функції отримуємо рівняння Бернуллі для механічних енергій потоку газу в загальному вигляді:

$$L_{\infty-x} + \left( \frac{V_x^2 - V_{\infty}^2}{2} \right) + \frac{p_x - p_{\infty}}{g} + g \cdot (z_x - z_{\infty}) + L_{TP\infty-x} = 0 \quad (2.39)$$

Припускаючи рівність статичного тиску потоку на початку розгону і на даній ділянці траєкторії приймаємо сталість питомої енергії сил тиску:

$$\frac{p_x}{g} = \frac{p_{\infty}}{g} = const; \quad \frac{p_x - p_{\infty}}{g} = 0 \quad (2.40)$$

Оскільки зміна висоти траєкторії частинок при обтіканні механізованого крила на ділянці розгону-гальмування по відношенню до загальної висоти польоту має четвертий і більше порядок малості, то зміною потенційної енергії частинки також можна знехтувати:

$$g \cdot z_x \approx g \cdot z_{\infty}; \quad g \cdot (z_x - z_{\infty}) = 0 \quad (2.41)$$

Тоді рівняння Бернуллі наводиться до суми кінетичних енергій, технічної роботи і роботи сил тертя на ділянці розгону-гальмування:

$$L_{\infty-x} + \left( \frac{V_x^2 - V_{\infty}^2}{2} \right) + L_{TP\infty-x} = 0 \quad (2.42)$$

Загалом сумарну роботу можна представити у вигляді:

$$L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x} = \int_0^x F_{\Sigma}(x) ds = \int_0^x F_{\Sigma CP} ds \quad (2.43)$$

Де  $F_{\Sigma}$  - результуюча сила, що діє на частинку потоку у напрямку траєкторії руху. Відповідно до першого закону Ньютона сила, що діє на тіло постійної маси в даний момент часу може бути представлена у вигляді:

$$F_{\Sigma}(t) = m * a(t) ; \quad \text{або} \quad F_{\Sigma_{cp}}(x) = m * a_{cp}(x) ;$$

в проекції на деякий напрямок n:

$$F_{\Sigma_n}(x) = m * a_{cp,n}(x) . \quad (2.44)$$

Виходячи з цього проекцію аеродинамічної сили на вісь у швидкісний системи координат можна представити як:

$$Y = m * a_{cp,y} = C_y * q * S = q * S * \int_0^1 C_p(x) dx . \quad (2.45)$$

А шуканий параметр корекції сили, яка діє в напрямку осі Oy може бути виражений як співвідношення площ епюр розподіленого тиску по хорді тіла обтікання:

$$F_A(x, y, \dots, n) = \frac{C_p^{x_{\Sigma}}(x)}{C_p^{x_p}(x)} = \frac{a_{\Sigma}(x)}{a_p(x)} = \frac{Y_{\Sigma}}{Y_p} = \frac{C_{y_{\Sigma}} * q * S}{C_{y_p} * q * S} = \frac{\int_0^1 C_p(x)_{\Sigma} dx}{\int_0^1 C_p(x)_p dx} . \quad (2.46)$$

Сумарна робота на даній ділянці:

$$L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x} = m * a_{cp}(x) \int_0^x ds = m * a_{cp}(x) * x . \quad (2.47)$$

Для тіла одиничної маси:

$$L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x} = a_{cp}(x) * x . \quad (2.48)$$

Первісна кінетична енергія частинки з одиничною масою:

$$E_{\infty} = \frac{V_{\infty}^2}{2} . \quad (2.49)$$

Значення кінетичної енергії частинки з одиничною масою в даній точці поверхні:

$$E_x = \frac{V_x^2}{2} . \quad (2.50)$$

Таким чином, як впливає з рівняння Бернуллі для питомих механічних енергій потоку газу в загальному вигляді:

$$E_{\infty} - E_x = -a_{cp}(x) * x \quad (2.52)$$

Або, підставляючи отримане раніше значення похідної коефіцієнта тиску  $C_{p_i}$ :

$$\begin{aligned} -a_{cp}(x) &= V_{\infty}^2 * C_{p_i} \quad ; & L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x} &= -V_{\infty}^2 * C_{p_i} * x \quad ; \\ C_{p_i} &= -\frac{L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x}}{V_{\infty}^2 * x} = A_{V_{\infty}} * (L_{\infty-x} + L_{TP\infty-x}) = A_{V_{\infty}} * (E_{\infty} - E_x) \end{aligned} \quad (2.53)$$

Як впливає з отриманої формули, значення похідної коефіцієнта тиску  $C_{p_i}$  є результат витрати первісної кінетичної енергії частинки  $E_{\infty}$  на вчинення робіт сил тертя і тиску, що здійснюється часткою газу на ділянці розгону-гальмування. Значення коефіцієнта тиску  $C_{p_i}$  можна представити у вигляді співвідношення кінетичних енергій потоку:

$$C_{p_i} = 1 - \left( \frac{V_i}{V_{\infty}} \right)^2 = 1 - \frac{E_x}{E_{\infty}} \quad (2.54)$$

Образно картина витрати кінетичної енергії представлена нижче на малюнку 2.3:

Оскільки якісно і кількісно схема витрати кінетичної енергії потоку в будь-якому чисельному методі моделювання обтікання крила відмінна від реальної, то кінцеве значення кінетичної енергії потоку в точці, і, як наслідок, значення коефіцієнта тиску  $C_{p_i}$  буде некоректно.

Як правило, завищені значення епюр розподіленого тиску призводять до недостовірності інтегральних аеродинамічних характеристик літака - коефіцієнтів аеродинамічних сил  $c_x$ ,  $c_y$ ,  $c_z$  та моментів  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$ .



Рис. 2.3. Схема витрачання кінетичної енергії при адіабатичному русі частинки на даній ділянці.

Составляющие работы сил тиску на даній ділянці траєкторії будуть пропорційні складовим коефіцієнта сумарної аеродинамічної сили  $c_{x\Sigma}$ , що діє на частинку газу в напрямку руху.



При обтіканні літака в реальних умовах польоту робота опору може бути виражена як сума робіт наступних фізичних складових:

$$L_{x\Sigma} = L_{xp} + L_{xi} + \Delta L_{xturb} + \Delta L_{xnest} + \Delta L_{xvr} + \Delta L_{xсж} . \quad (2.55)$$

де :

$L_{xp} = c_{xp} * C_{qSx}$  — робота профільного лобового опору при безвідривному обтіканні;

$L_{xi} = c_{xi} * C_{qSx}$  — робота індуктивного опору;

$L_{xturb} = \Delta c_{xturb} * C_{qSx}$  — робота сил лобового опору, викликаних турбулентністю атмосфери;

$L_{xnest} = \Delta c_{xnest} * C_{qSx}$  — робота сил лобового опору, викликаних нестационарністю руху;

$L_{xvr} = \Delta c_{xvr} * C_{qSx}$  — робота сил лобового опору, викликаних неврахованими дефектами поверхні - виступами, конструктивними та експлуатаційними особливостями;

$\Delta L_{xсж} = \Delta c_{xсж} * C_{qSx}$  - робота сил лобового опору, викликаних ефектом стисливості;

$C_{qSx} = q * S * x$  — твір швидкісного напору, характерною площі і розглянутого ділянки траєкторії.

В наслідок цього спільна робота сил тиску, визначена за допомогою базового методу чисельної аеродинаміки, не враховує витрата початкової кінетичної енергії потоку на описані вище фактори.

Схематично це представлено нижче на рис.2.4:

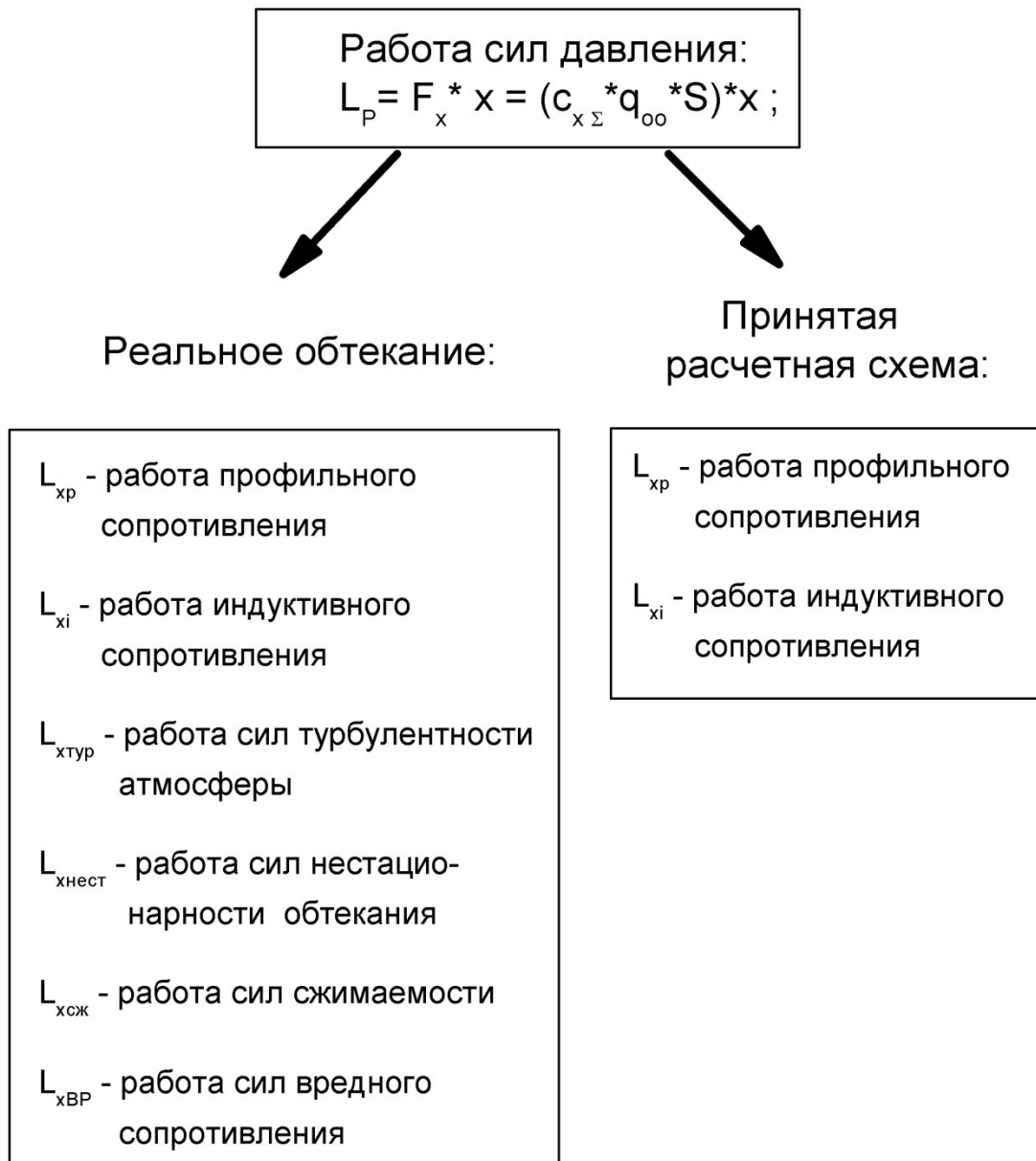


Рис. 2.4 Складові роботи сил тиску при реальному обтіканні і прийнятні в базовому чисельному методі.

Робота сил тертя, що здійснюються в прикордонному шарі на даній ділянці траєкторії залежить від виду течії рідини, швидкості течії і стану поверхні тіла обтікання:

$$L_{хтр} = c_f \cdot q \cdot S \cdot x . \quad (2.56)$$

Коефіцієнт опору тертя  $c_f$  є функція від числа Рейнольдса.

Прийнятий в якості базового панельно-вихровий метод розрахунку передбачає безвідривне стаціонарне ламинарне обтікання поверхні.

Коефіцієнт опору тертя для плоского ламінарного течії в даному випадку визначається згідно [12] як:

$$C_f = \frac{0.66}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.57)$$

Проте реальне обтікання літака з відхиленою механізацією має турбулентний характер, тому що вихрова завіса, що сходиться з кромки елементів механізації переносить власну турбулентність на поверхні обтікання.

Коефіцієнт опору тертя для плоского турбулентного течії в загальному випадку визначається згідно [7] як:

$$C_f = 2 * \frac{0.116}{Re_x^{0.2}} * \left( \frac{\delta^{**}}{\delta} \right)^{0.2} * \frac{\left( 1 + \frac{k-1}{2} * M^2 \right)^{0.6}}{\left( 1 + 0.75 \frac{k-1}{2} * M^2 \right)^{1.05}} * T_w^{0.6} * \left( \frac{2}{1 + T_w} \right)^{1.05} \quad (2.58)$$

де :

$\frac{\delta^{**}}{\delta}$  - відносна товщина втрати імпульсу турбулентного погранслоя.

$Re_x$  - місцеве число Рейнольдса;

$T_w = \frac{T * \zeta}{T_0}$  - відносна температура потоку, що дорівнює при адіабатичному плинні відношенню температури гальмування до статичної температури потоку

$M_x$  - місцеве число Маха ;

Нижче на рис. 2.5 приведена оцінка впливу роботи сил тертя на одиничному ділянці плоскої пластини для одиничної характерною площі. Розглянуто ламінарне і турбулентний плин з урахуванням стисливості і швидкісного нагріву. Швидкість потоку, що набігає постійна, розрахункові умови відповідають стандартним. Відносна товщина втрати імпульсу

прийнята рівною  $\frac{\delta^{**}}{\delta} = \frac{7}{72}$  згідно до [7], (рис.6.19, стр326).

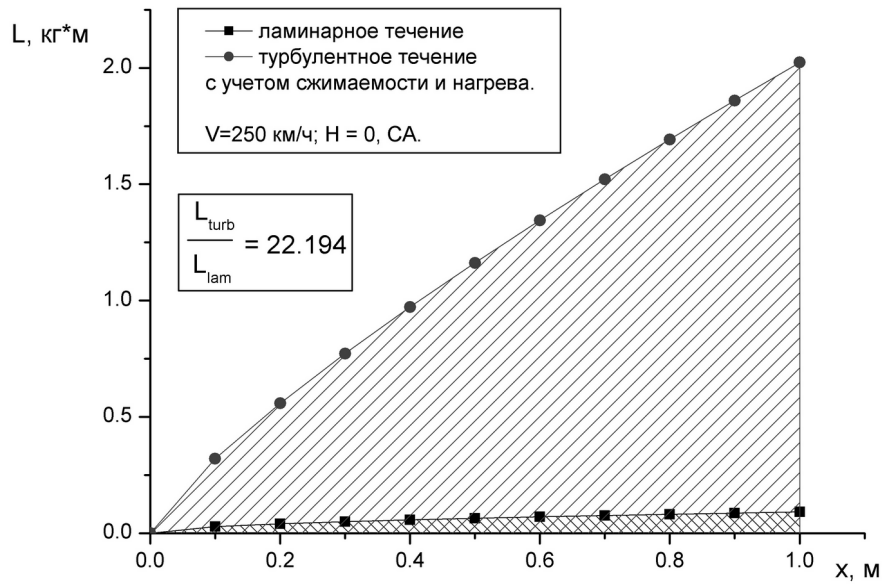


Рис. 2.5 Работа сил тертя на плоскій пластині.

Вважаючи прискорення постійним, на рис. 2.6 приведена работа сил тертя на одиничному ділянці плоскої пластини для одиничної характерною площі:

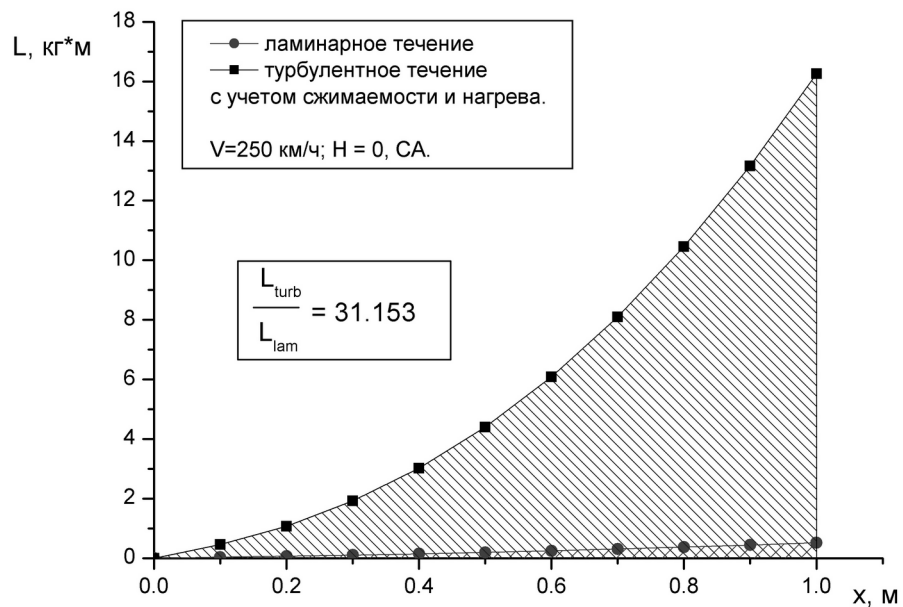


Рис. 2.6 Работа сил трения за наявності прискорення.

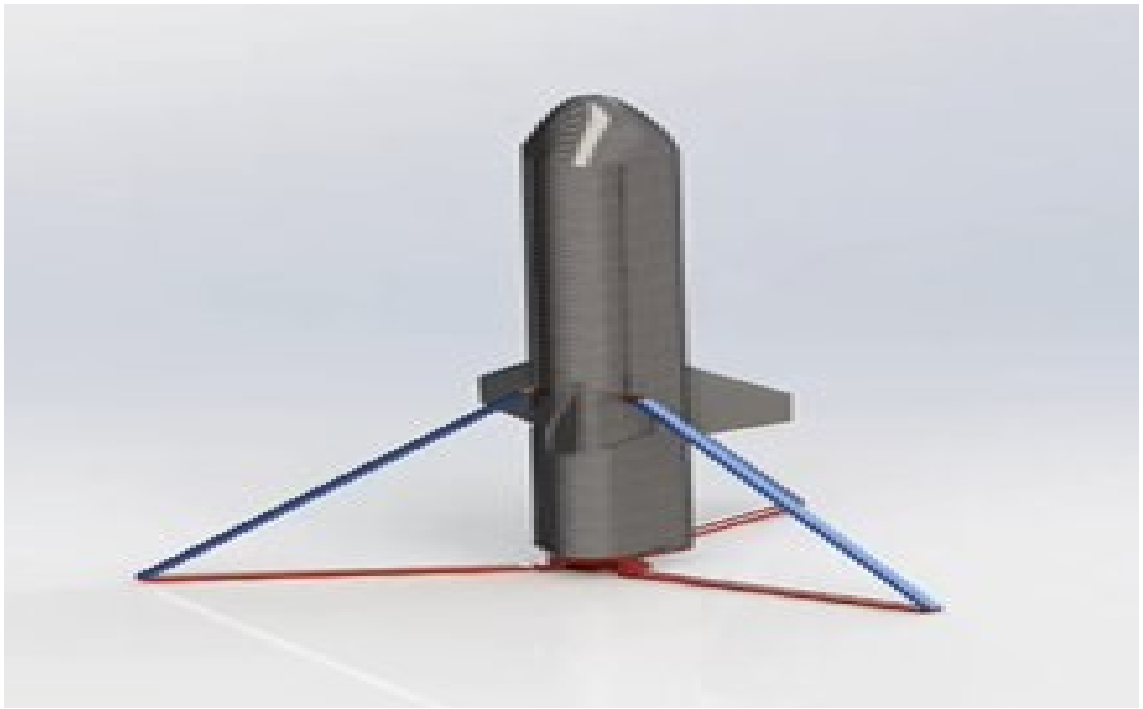
### **Висновок за розділом**

Наведений алгоритм розрахунку аеродинамічних характеристик, що базується використанні панельно-вихрового методу, при проектуванні компонування на дозвукових режимах обтікання дозволяє отримати результат із прийнятною точністю за умови високої обчислюваної ефективності.

### **3. Моделювання РКТ**

#### **3.1 Загальні положення моделювання**

Зовнішній вигляд типового ракетного контейнеру наведений нижче на рис.3.1 :



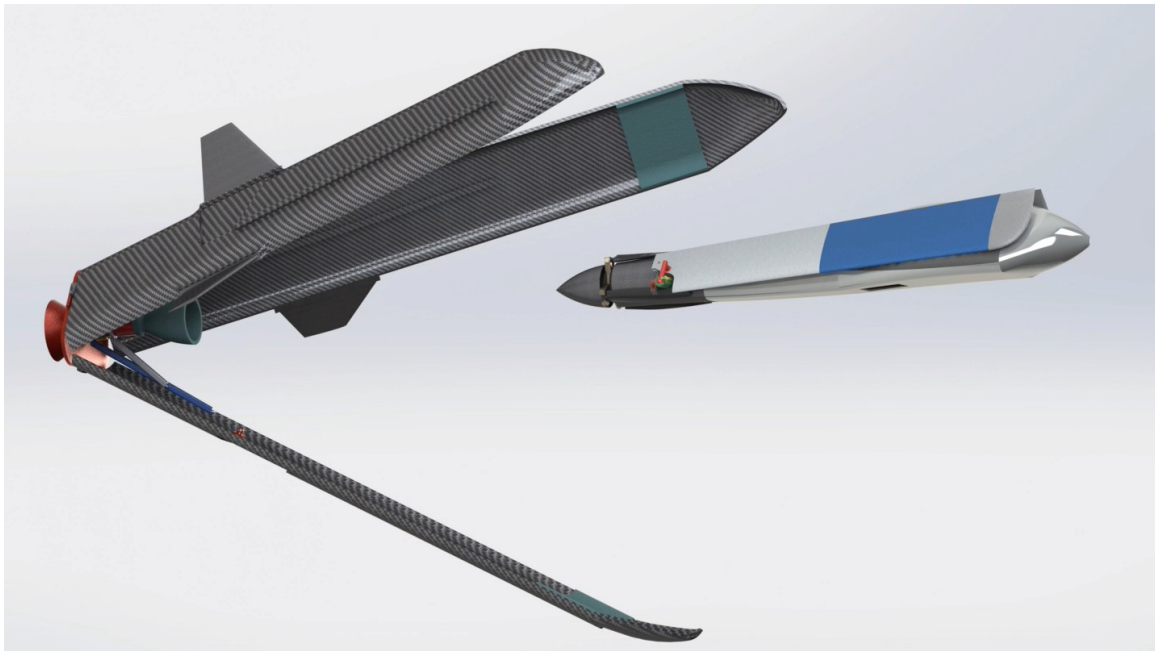


Рис.3.1. Типовий ракетний контейнер.

Вихідними даними, наданими для аналізу є тільки представлений зовнішній вигляд стартового пристрою. Для виконання аналізу аеродинамічних характеристик, характеристик стійкості і керованості а також розрахунку траєкторії руху об'єкта необхідна чітко визначена геометрія об'єкта аналізу і його маса.

За представленими даними можна виконати тільки аналіз загальної функціональності виробу. В ході попереднього аналізу запропоновані компоновальні рішення для стартового пристрою,

#### Основні висновки

1. Як випливає з загальної схеми, представленої на рис.3.1, стартовий пристрій являє собою циліндричне тіло обтікання з перетином, наближеним до трикутного. Корпус стартового пристрою, як випливає з рис.2, складається трьох бічних панелей, з'єднаних за допомогою шарнірного пристрою. На кожній з бічних панелей корпусу встановлена одна складана консоль оперення. Як випливає з зовнішнього вигляду виробу, оперення не містить органів управління, і отже, рух об'єкта аналізу на старті є не керованим



процесом. Також з представленої схеми не ясно, яким чином реалізується фіксація бічних панелей

2. Вузол, що забезпечує розкриття бічних панелей контейнера, в якості базової поверхні використовує бічну циліндричну поверхню ракетного прискорювача. Розкриття стартового контейнера може бути виконано примусовою працею вузла розкриття за допомогою використання зовнішнього джерела енергії. З наданих для аналізу матеріалів можна зробити висновок про характер цього зовнішнього джерела енергії і його надійності

3. Очевидно, чим більше складових утворюють систему управління, там більша ймовірність виникнення відмови компонентів системи. На мій погляд, найбільш критичним є чутливість шарнірних з'єднань елементів механізму розкриття до впливу бічних аеродинамічних навантажень.

4. Також є цілком очевидним, що в процесі розкриття бічних панелей аеродинамічна навантаження, яке діє на кожну з бічних панелей не буде однаковою. (Однакові навантаження на бічних панелях виникнуть тільки в разі симетричного обтікання конструкції, що мало ймовірно) Це може бути причиною виникнення додаткового крутного моменту в процесі відділення корисного навантаження з стартового пристрою і зажадає установки в конструкцію додаткової автоматики.

5. Пропонована до аналізу конструкція стартового комплексу не володіє стійкою фіксацією комплексу на поверхні землі, представлені на рис. 1 опори конструкції

6. Прийняті конструкторські рішення, реалізовані в об'єкті аналізу, можуть бути причиною виникнення відмовних ситуацій в процесі старту корисного навантаження - безпілотного літака.

Основним положенням запропонованої концепції ракетного контейнеру є використання способу з'єднання половин контейнеру під дією проекції сил тяги ракетних стартових двигунів, що розміщуються в носовій частині корпусу контейнеру. Після завершення роботи ракетних прискорювачів

відкриття половин контейнеру відбувається автоматично під дією аеродинамічних сил, що діють на половини контейнеру в складеному стані.

Для забезпечення вимог надійної роботи стартового контейнеру доцільно змінити вигляд стартового контейнеру. Основні положення пропонованої компоновки стартового пристрою.

1. стартовий контейнер передбачається виконати з двох агрегатів:

- наземного пускового контейнеру, реалізованого у вигляді гофрованої труби, жорстко встановленої на поверхні землі;
- власне стартового контейнера, що містить корисну навантаження (безпілотний літак);

2. стартовий контейнер конструктивно складається з двох половин, з'єднаних в одне ціле за допомогою бічних проекцій сил реактивних струменів ракетних двигунів, розміщених в носовій частині половини обтічника. Принципова схема показана на рис. 3.2 :

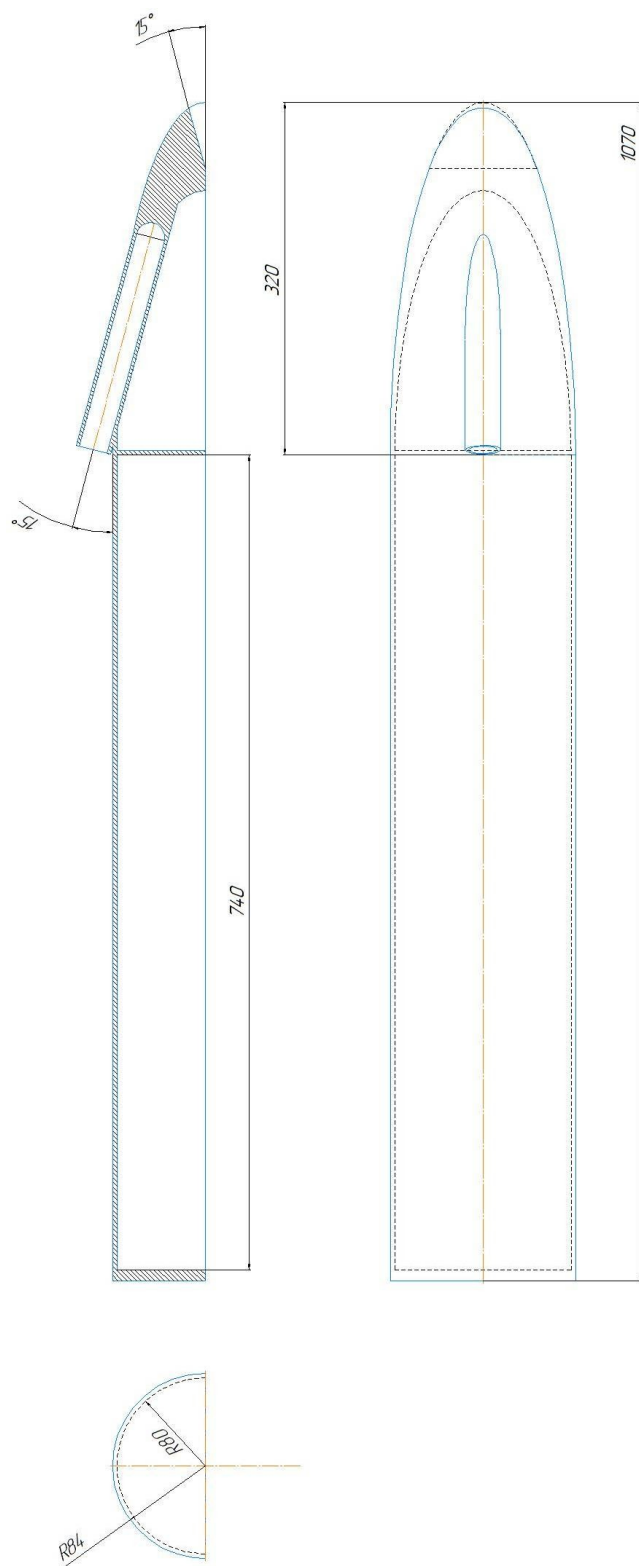


Рис.3.2. Теоретична схема половини стартового контейнеру.

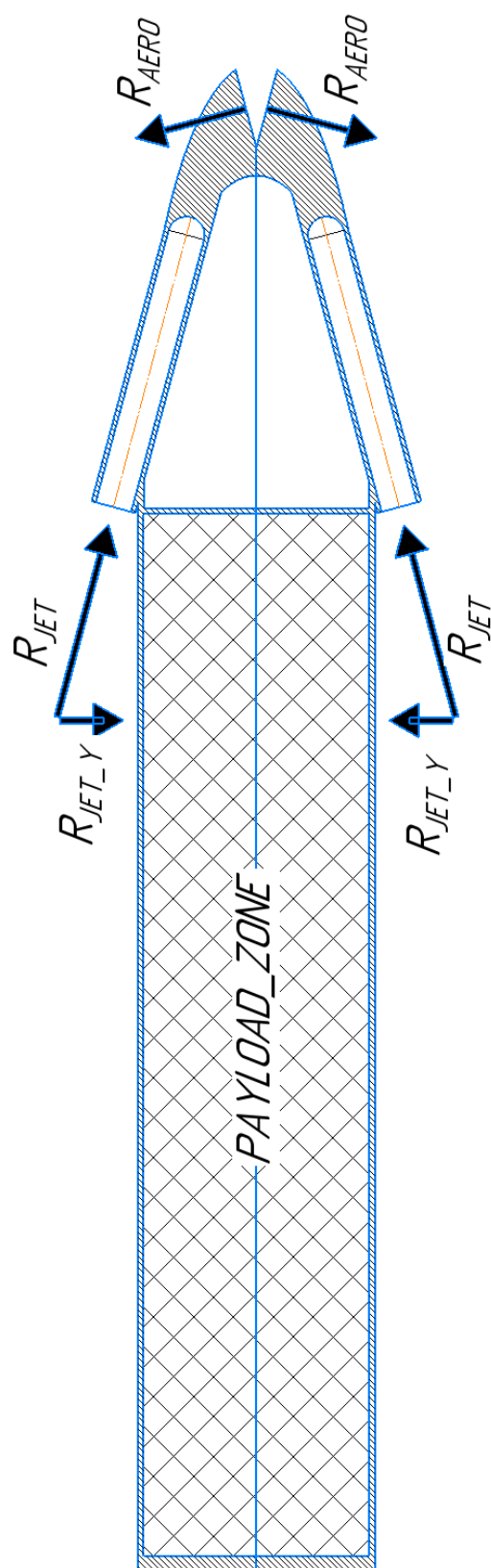


Рис.3.3. Теоретична схема сил стартового контейнеру.

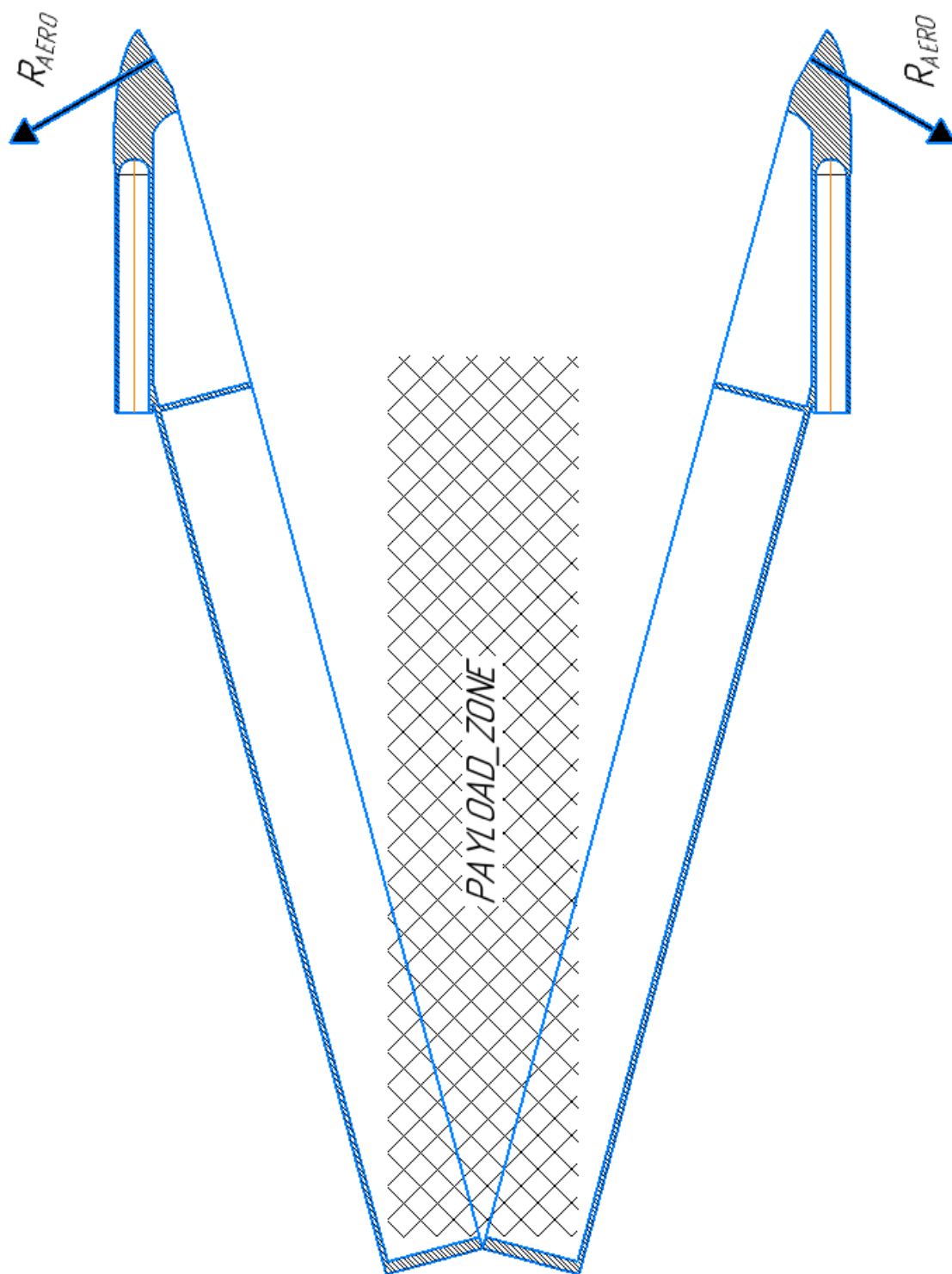


Рис.3.4. Теоретична схема розділення стартового контейнеру.

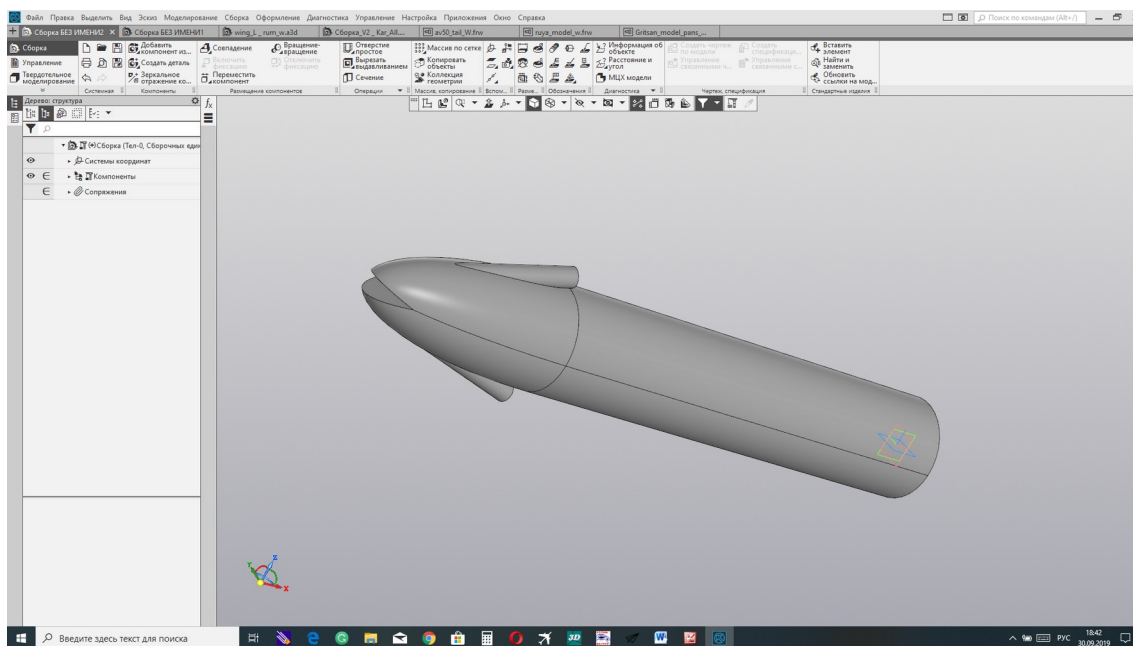


Рис.3.5. 3D модель стартового контейнеру

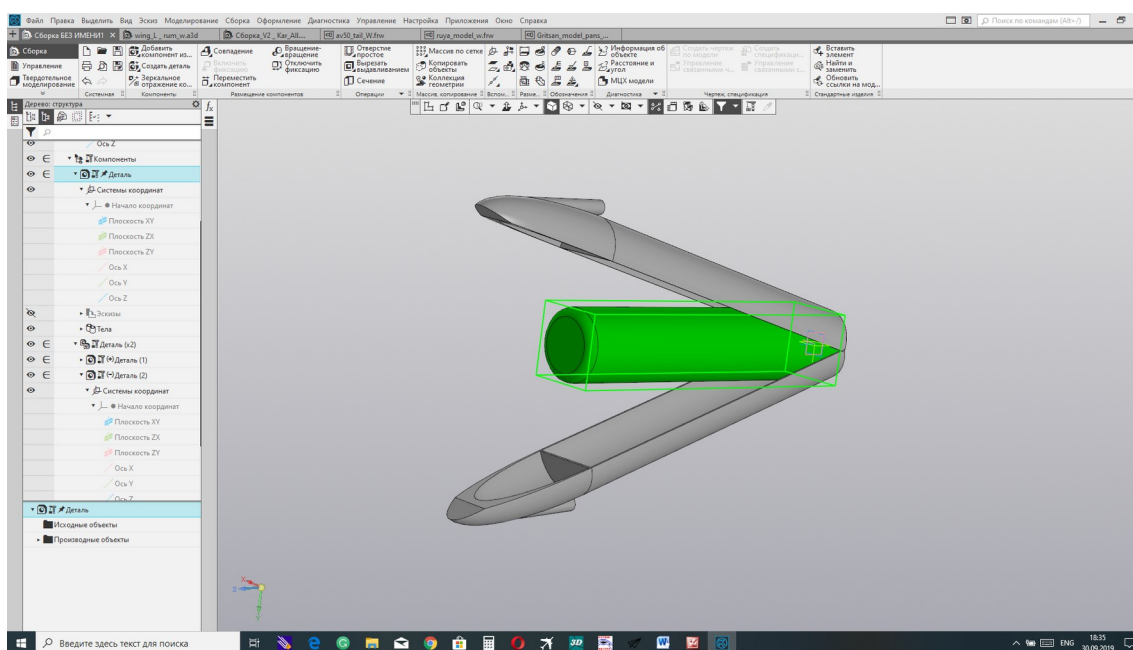


Рис.3.6. 3D модель разділення стартового контейнеру

### 3.2 Моделювання обтікання транспортного ракетного контейнеру.

Геометрія транспортного контейнеру, що використовується в моделюванні, наведена нижче на рис.3.7 :

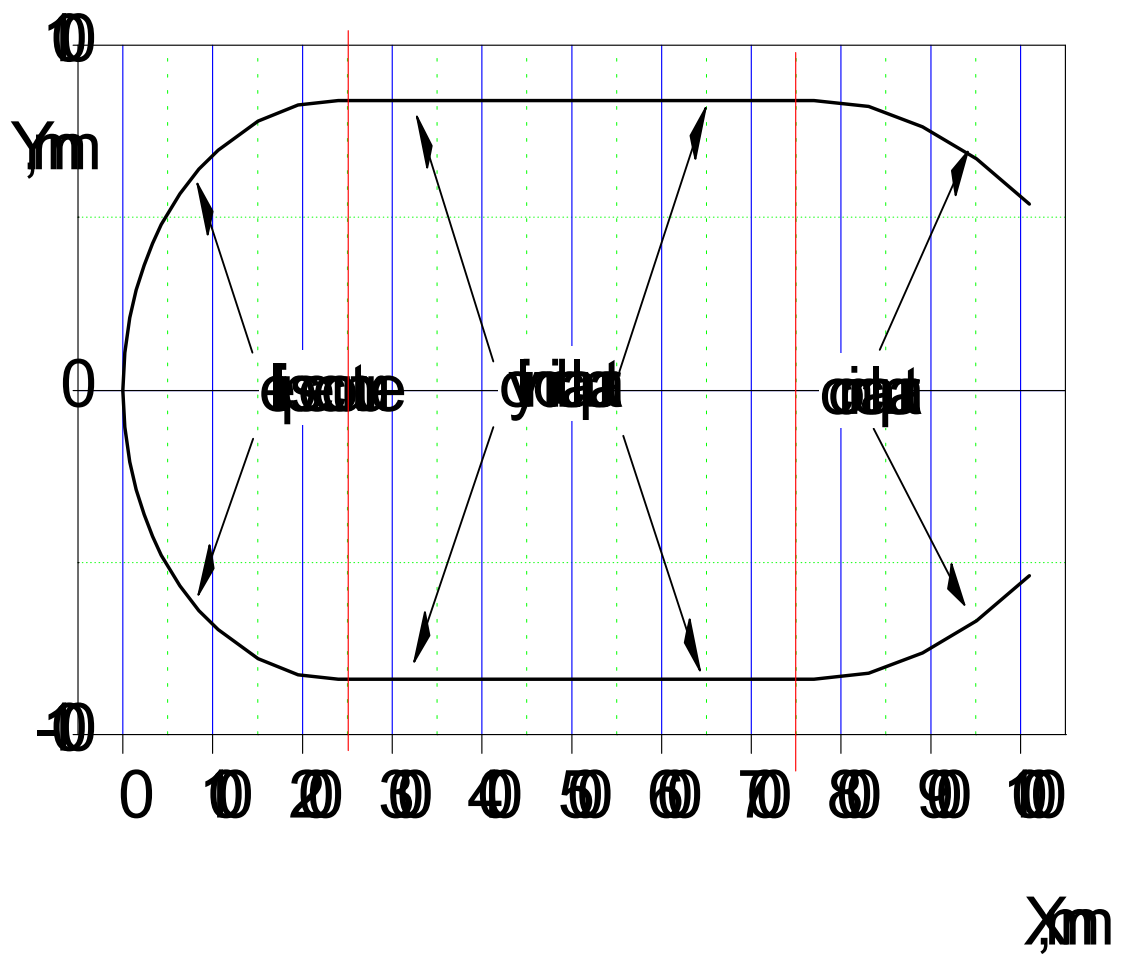


Рис.3.7. Геометрія транспортного контейнера.  $S=0.1563 \text{ м}^2$

Використовуючи методи математичного моделювання обтікання, визначені в другому розділі дисертації нижче на рис.3.8 наведена епюра коефіцієнту розподіленого тиску вздовж корпусу контейнеру :

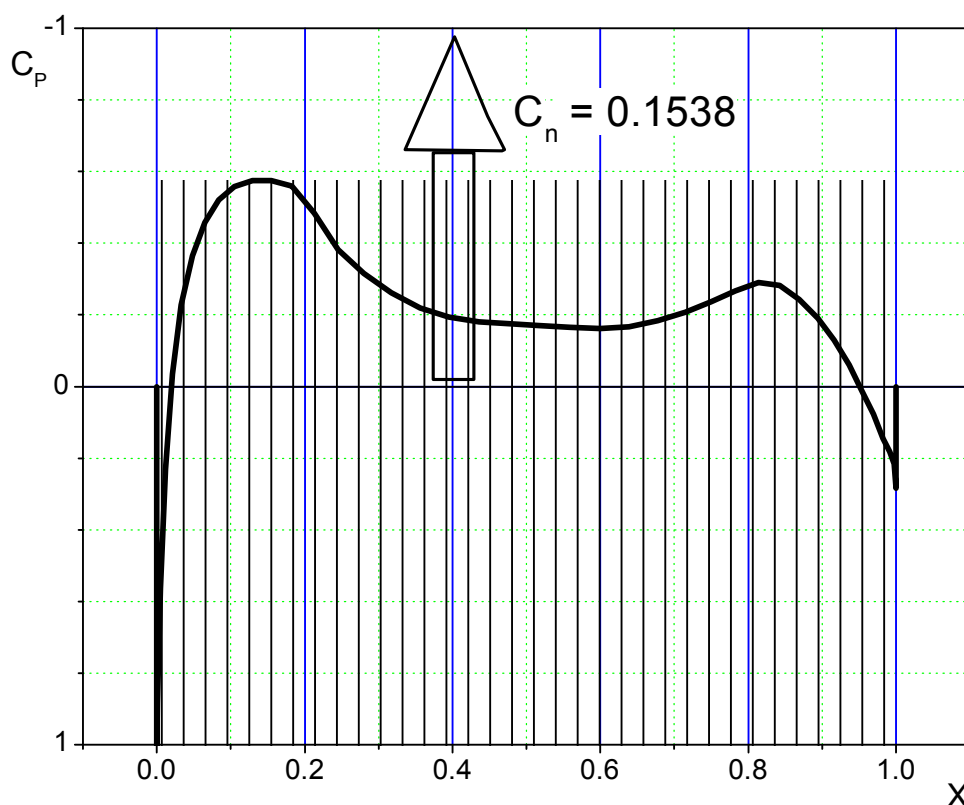


Рис.3.8. Розподіл коефіцієнту тиску вздовж транспортного контейнеру.

Результат FEM.  $Re = 7 \cdot 10^6$ ;  $M=0.3$  ( $V=102$  m/sec) ;  $H=0$  Standard atmosphere conditions

Значення коефіцієнту нормальної сили  $C_n$  , що діє на одну половину контейнеру, визначено із врахуванням проекцій сил тиску на площину, перпендикулярну площині роз'єднання половин транспортного контейнеру.

Значення моменту розкриття для однієї половини визначається як :

$$M_{AERO} = C_n \cdot q_{\infty} \cdot S \cdot b \cdot (1 - 0.4) = 0.1538 \cdot q_{\infty} \cdot 0.1563 \cdot 1.04 \cdot (1 - 0.4) = 0.015 \cdot q_{\infty} = 0.0009375 \cdot V_{OPEN}^2$$

де:



$$q_{OPEN} = \frac{\rho * V_{OPEN}^2}{2} - \text{швидкісний тиск, що діє на швидкості відкриття};$$

Момент , що діє на закриття від проекції реактивної сили стартових прискорювачів визначається як :

$$M_{JET} = 2 * R_{JET} * \sin(\vartheta_{JET}) * L_{JET} = 1.548 * R_{JET} * \sin(q_{JET})$$

де:

$R_{JET}$  – сила тяги ракетного прискорювача ;

$q_{JET}$  – проекційний кут вектору сили тяги ракетного прискорювача

$L_{JET} = 0.774$  м – плече дії ракетного прискорювача при визначенні моменту (дорівнює відстані від задньої стінки контейнеру до центру отвору ракетного сопла

Умова закриття контейнеру :

$$M_{JET} = M_{AERC}$$

Тоді:

$$V_{OPEN} = \sqrt{\frac{M_{JET}}{0.0009375}}$$

Умова балансування контейнеру на швидкості горизонтального польоту :

$$X_{AK} = 4 * R_{JET} * \cos(q_{JET})$$

де:

$X_{AK} = C_{XAK} * S_{MID\_AK} * q_{BAL}$  – сила лобового опору стартового контейнеру ;

$C_{XAK} = 0.2$  – значення коефіцієнту лобового опору стартового контейнера, прийняте згідно [1], та наведене нижче на рис.3.9

$$S_{MID\_AK} = \frac{\pi * d_K^2}{4} = 0.02217 \text{ м}^2 - \text{площа миделю стартового контейнеру};$$

$$q_{BAL} = \frac{\rho * V_{BAL}^2}{2} - \text{швидкісний тиск, що діє на швидкості балансування } V_{BAL};$$

Тоді швидкість збалансованого горизонтального польоту :

$$V_{BAL} = \sqrt{\frac{8 * R_{JET} * \cos(\vartheta_{JET})}{\rho * C_{XAK} * S_{MID\_AK}}} = 143.6 \sqrt{R_{JET} * \cos(\vartheta_{JET})}$$

Значення швидкості відкриття контейнеру  $V_{\text{OPEN}}$  в залежності від сили тяги ракетного прискорювача та кута нахилу його встановлення  $q_{\text{JET}}$  наведено нижче в таблиці 3.1 :

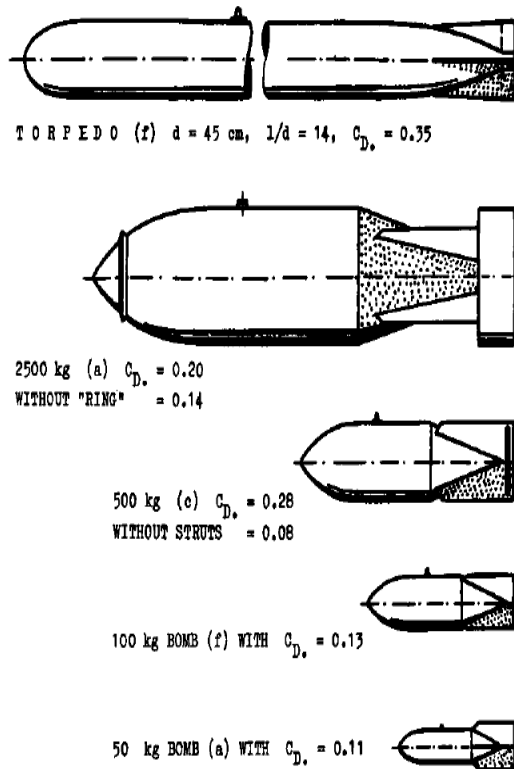


Figure 45. Drag coefficients of bombs and of one torpedo (32) in free flow (at subcritical speeds).

Рис.3.9 Значення коефіцієнту опору геометричних аналогів транспортного контейнеру. За даними [14], рис.45.

Таблиця 3.1.. Значення швидкостей відкриття  $V_{\text{OPEN}}$  та балансування  $V_{\text{BAL}}$

$R_{\text{JET}}$	$q_{\text{JET}}$	$q_{\text{JET}}'$	$V_{\text{OPEN}}$	$V_{\text{BAL}}$
N			m/sek	m/sek
<b>20</b>	<b>12.2</b>	<b>17</b>	<b>83.5</b>	<b>628</b>
20	22.2	30	111.7	597.6
20	35.3	45	138.1	540
--	--	--	--	--
40	12.2	17	118.1	888.1
40	22.2	30	158	845.2
40	35.3	45	195.3	763.7

## Висновки за розділом

1. Значення швидкості збалансованого польоту  $V_{BAL}$  значно більше швидкості відкриття контейнера  $V_{OPEN}$  при будь-яких можливих варіантах компонування. Рух стартового контейнера до моменту розкриття відбуватиметься зі збільшенням швидкості польоту. Можливо доцільно знизити силу тяги реактивних прискорювачів для зниження динаміки процесу стартового контейнера в процесі зльоту;
2. Значення швидкості відкриття контейнера  $V_{OPEN} = 83.5 \text{ м / с (300.6 км / ч)}$ , відповідне параметрам запропонованої компоновки, значно більше передбачувану швидкість польоту безпілотного літака, який є корисним навантаженням для стартового контейнера. Тому доцільно знизити швидкість відкриття стартового контейнера шляхом установки в носовій частині додаткового підрізування контуру;
3. Доцільно виконати аналіз міцності конструкції корисного навантаження транспортного контейнеру та визначити задану швидкість розкриття стартового контейнера за умовами міцності конструкції.
4. Для передбачуваного значення швидкості відкриття стартового контейнера доцільно підібрати значення сили тяги ракетних прискорювачів і рівень аеродинамічного опору форми контейнера

## 4. Конструкція РКТ

### 4.1. *Загальне компонування РКТ.*

Стартовий комплекс, показаний на рис. 4.1 – 4.3., складається з наземної частини і стартового контейнера.

Стартовий контейнер з корисним навантаженням (безпілотний літак), являє собою обтічне тіло циліндричної форми, з чотирма ракетними двигунами, встановленими в носовій частині контейнера і Х-подібним хвостовим оперенням. Зовнішній вигляд стартового контейнера показаний на рис.4.4 – 4.5. Корпус стартового контейнера конструктивно виконаний з 2-х однакових половин, з'єднаних за допомогою шарнірного з'єднання. Зовнішній вигляд половини корпусу показаний на рис. 4.6. Відкриття контейнера показано на рис.4.7.

Оперення, встановлене на стартовому контейнері виконано жорстко зафіксованим, що не керованим, без рульових поверхонь. Управління контейнером в процесі зльоту здійснюється за допомогою відхиляються реактивних сопел.

Стартовий прискорювач конструктивно виконаний у вигляді 4-х ракетних двигунів МРД-20-7-4 (виробництво Україна, тяга 20 ньютон, час роботи - 10 секунд, маса одного прискорювача 50 грам, встановлених під кутом 17 градусів до осі стартового контейнера. Сумарна сила тяги - 80 ньютон. Кожен ракетний двигун оснащений реактивним соплом, відхиляється щодо перпендикулярній осі на кут  $\pm 15$  градусів за допомогою виконавчого механізму (кермової машини необхідної потужності). Таким чином, одна пара ракетних двигунів реалізує управління стартовим контейнером в одній площині. Таке конструктивне рішення дозволяє істотно спростити систему управління стартовим контейнером під час зльоту.

Корпус стартового контейнера виготовляється з пінополістиролу методом екструзії (попередньо), шарнірний вузол виконується з пластика.

Наземна частина являє собою гофровану трубу, встановлену на три металеві розкладаються стійки. Матеріал гофрованої труби - скловолокно. Зовнішня труба може бути виконана металева. Наземна частина установки є багаторазовою.

Геометричні розміри стартового комплексу:

Комплекс в зборі

Висота на стоянці - 1100 мм;

Діаметр опор - 940 мм;

Діаметр зовнішньої труби - 228 мм;

Стартовий контейнер

Довжина контейнера - 1034 мм;

Діаметр контейнера - 168 мм;

Зовнішній діаметр оперення - 218 мм;

Загальна площа оперення - 0.0492 м<sup>2</sup>;

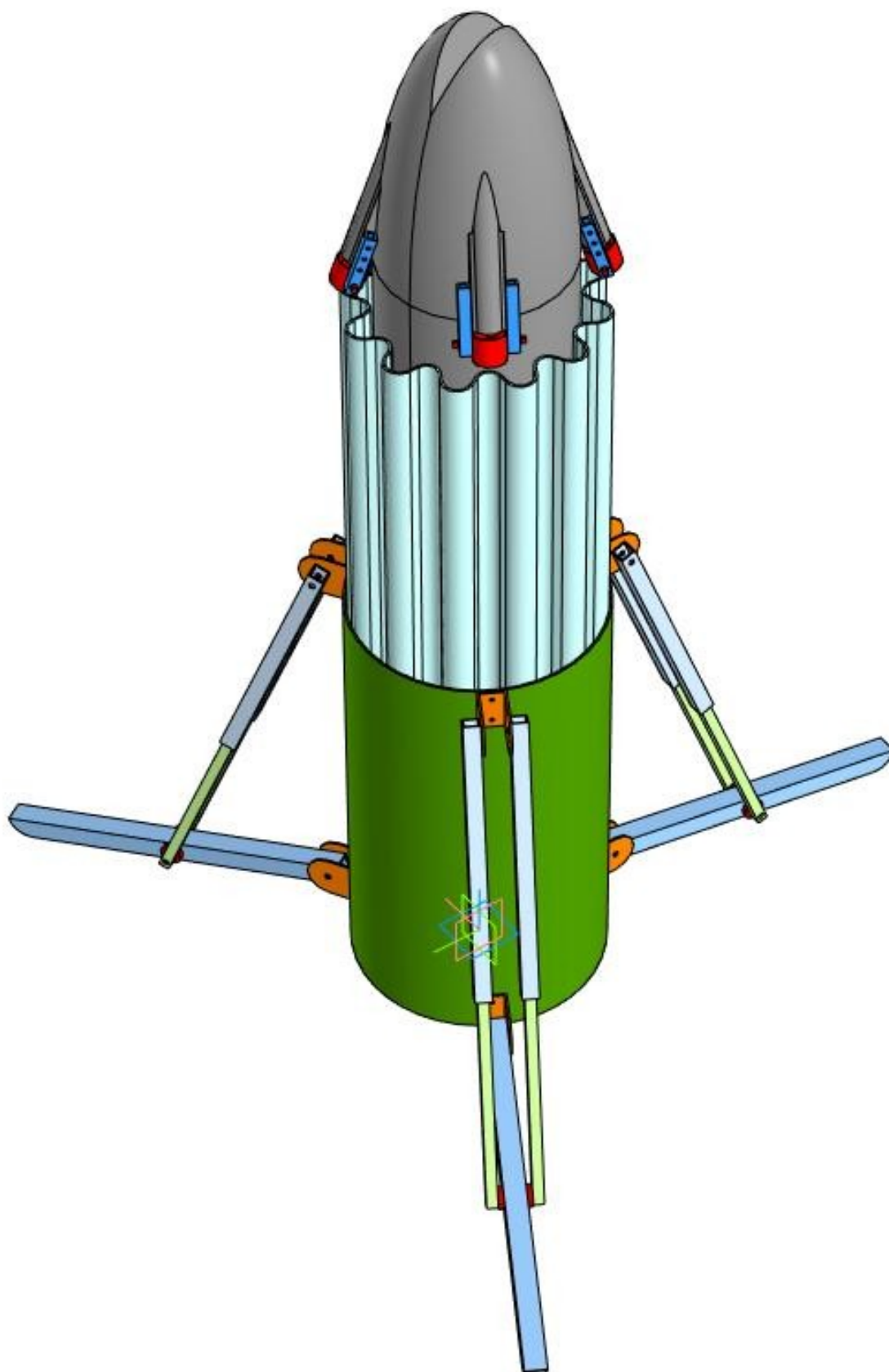


Рис.4.1. Стартовый комплекс. Стартовый контейнер встановлений

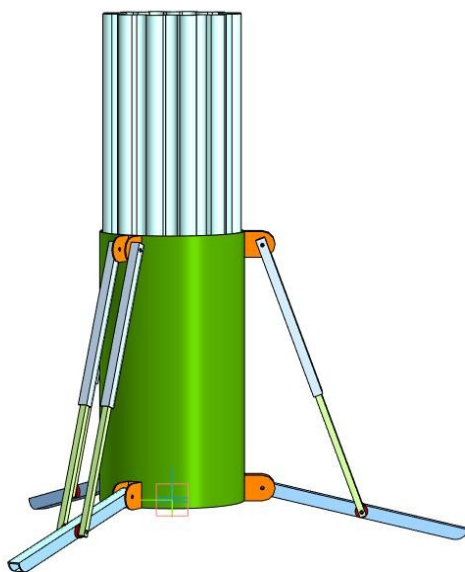
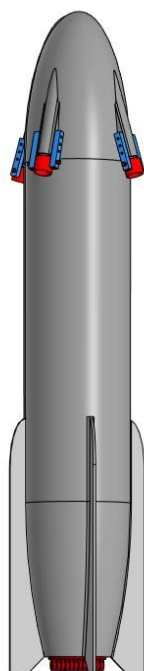


Рис.4.2. Стартовый комплекс. Старт ракетного контейнера



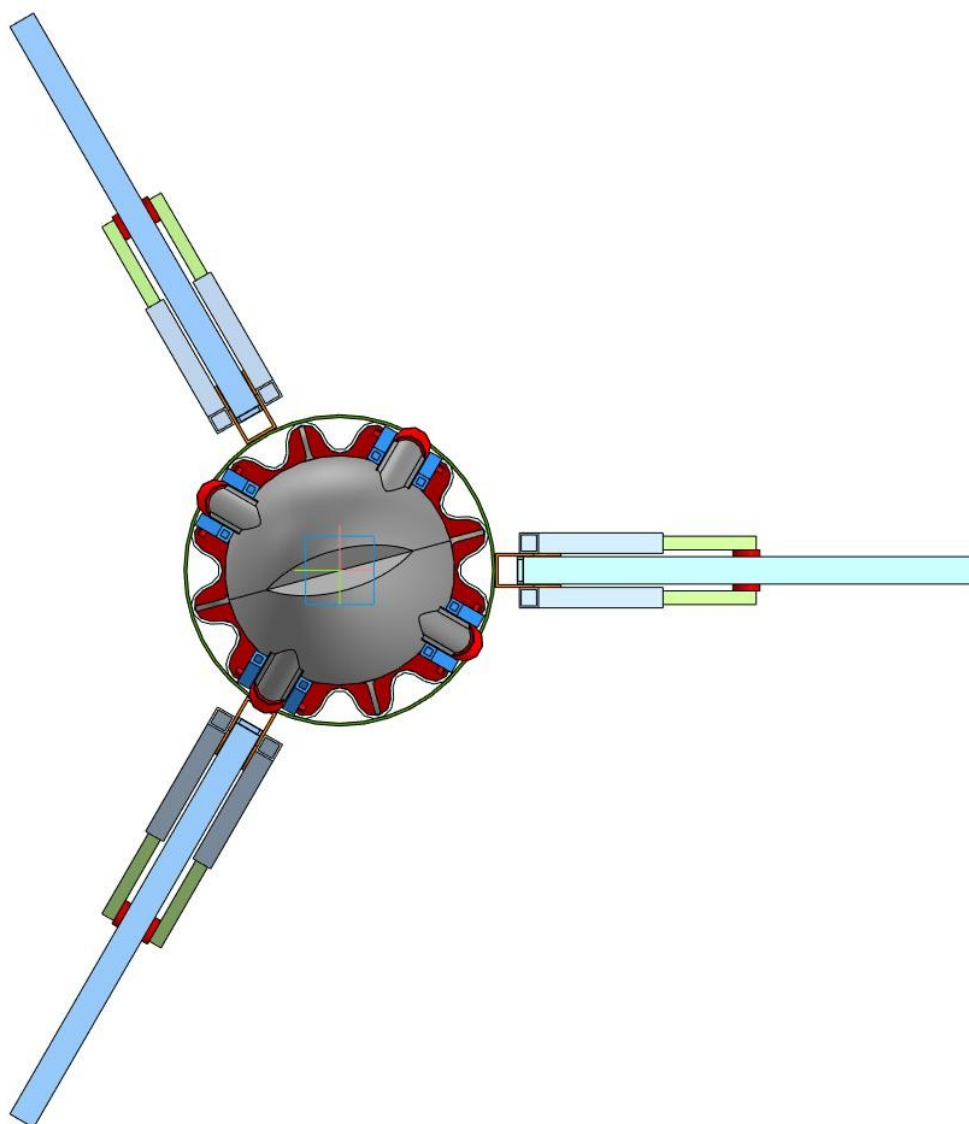


Рис.4.3. Вигляд з гори.

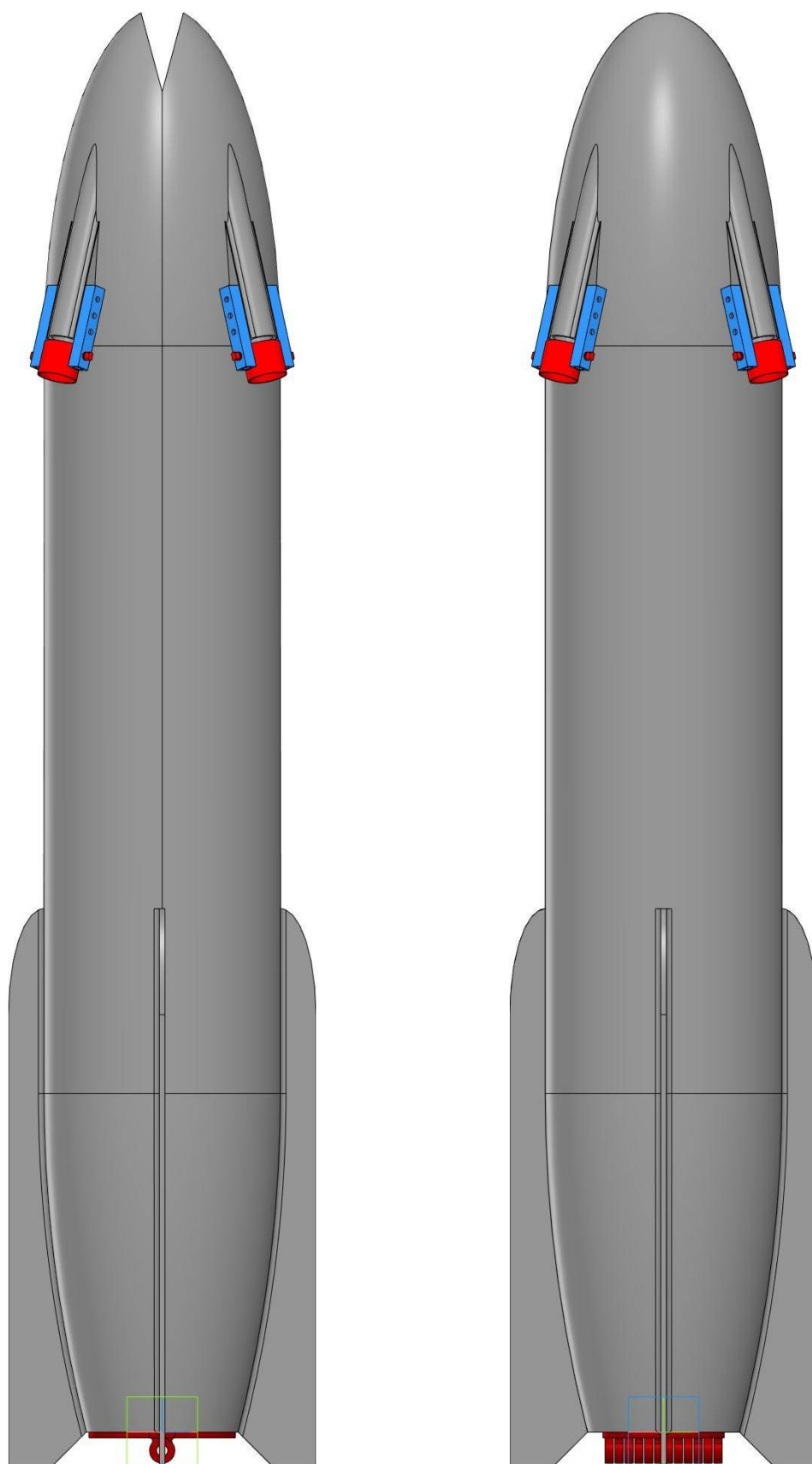


Рис.4.4. Стартовый контейнер.

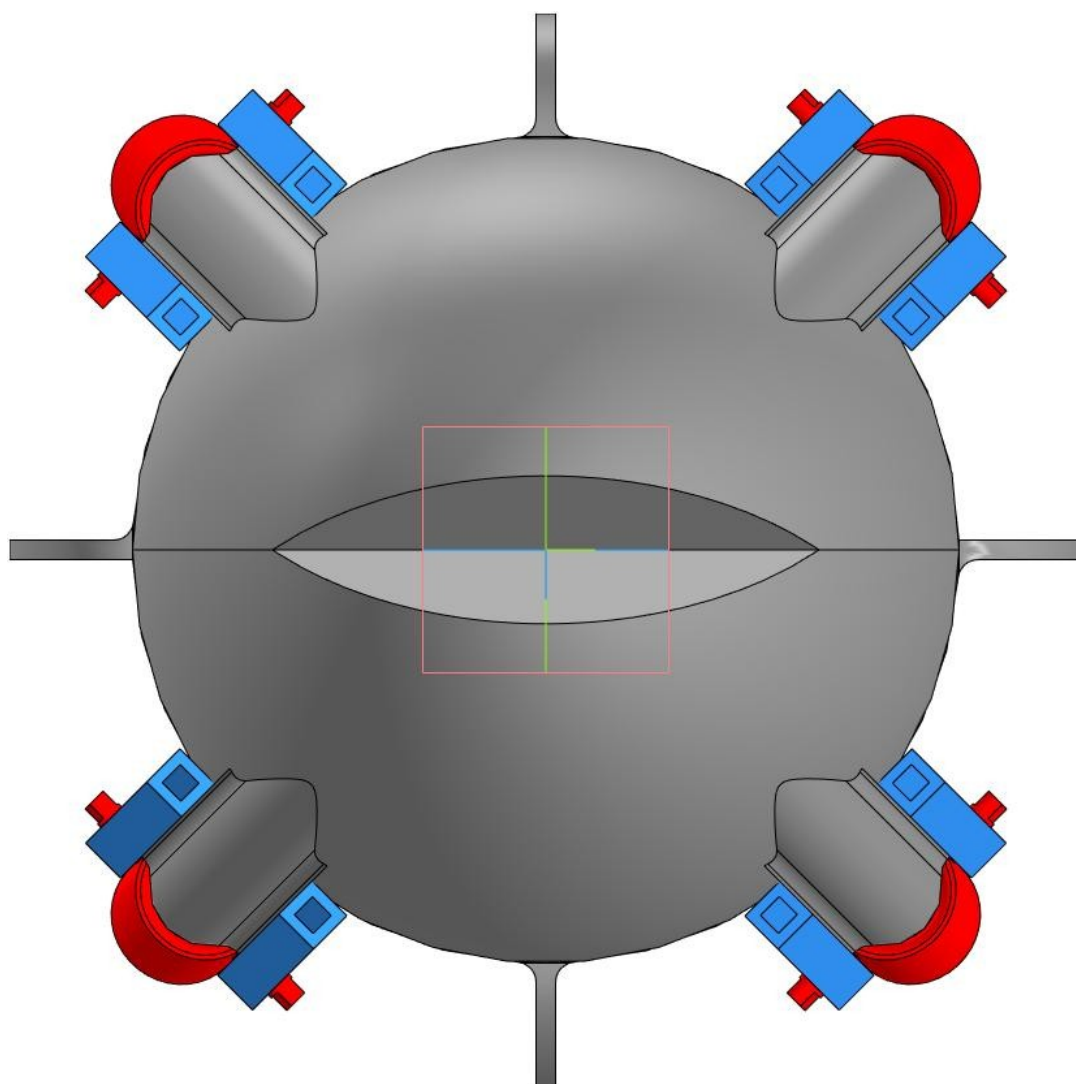


Рис. 4.5. Стартовый контейнер. Вид з переду.

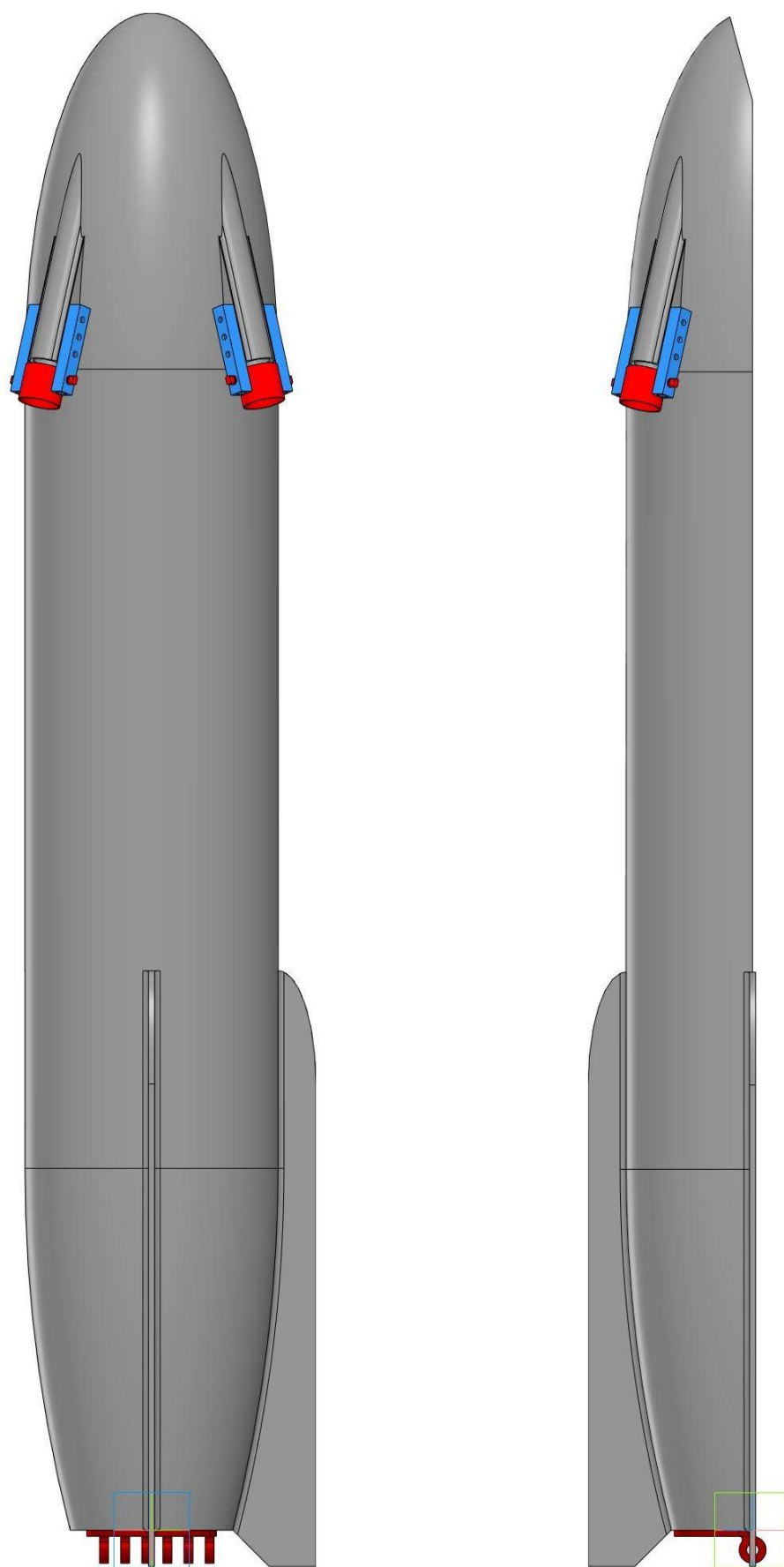
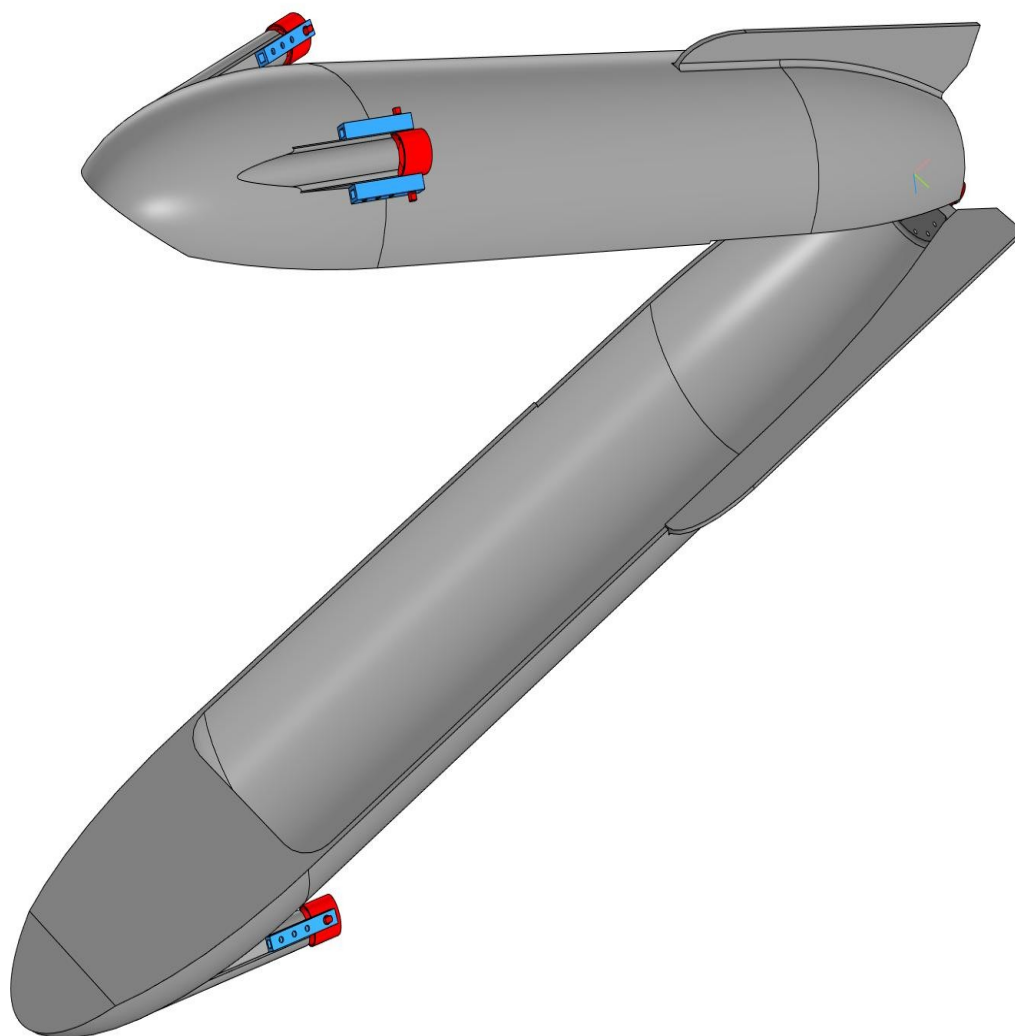


Рис.4.6. Стартовый контейнер. . Бокова панель.



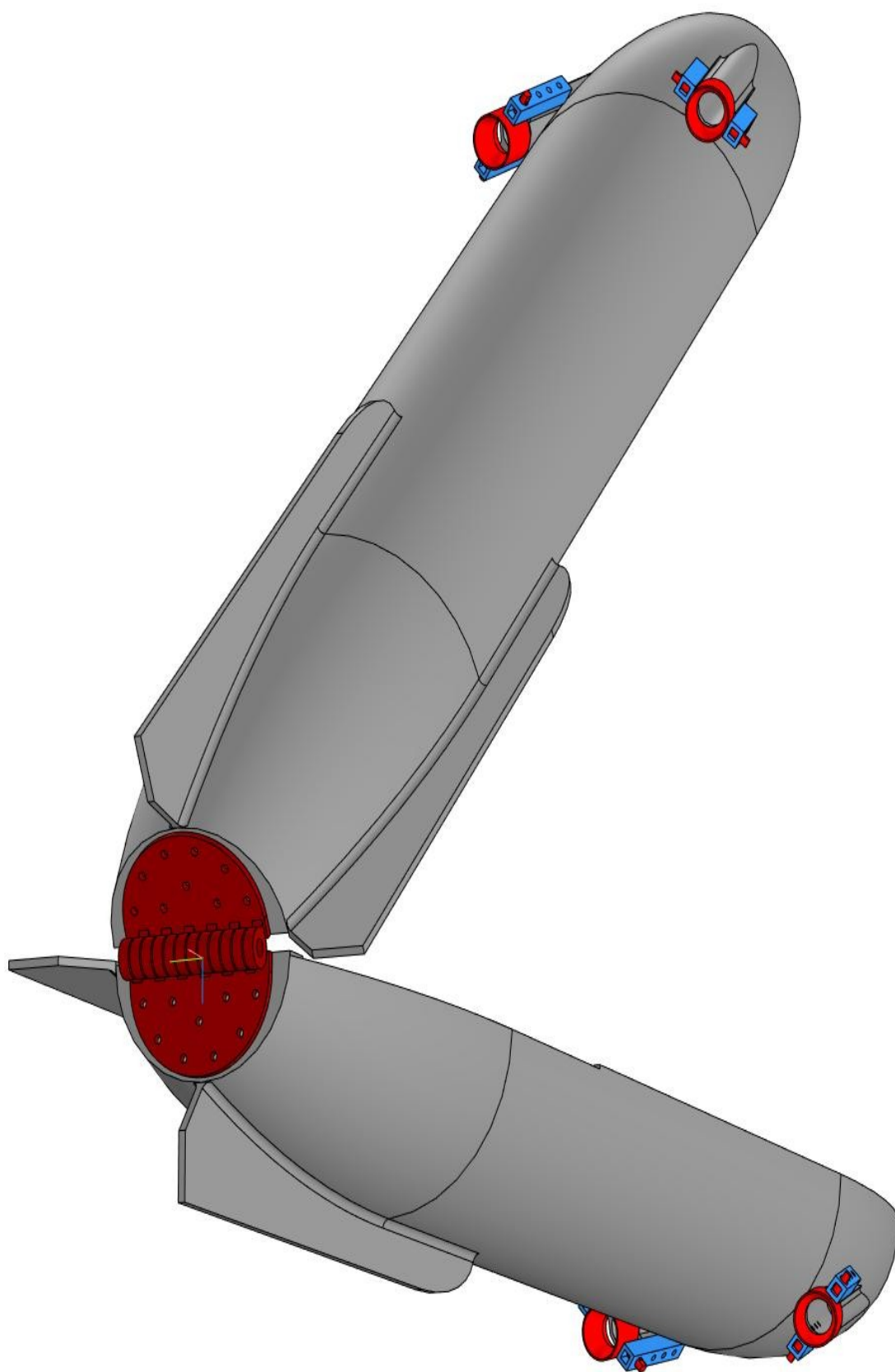


Рис.4.7. Стартовый контейнер. Розкириття.

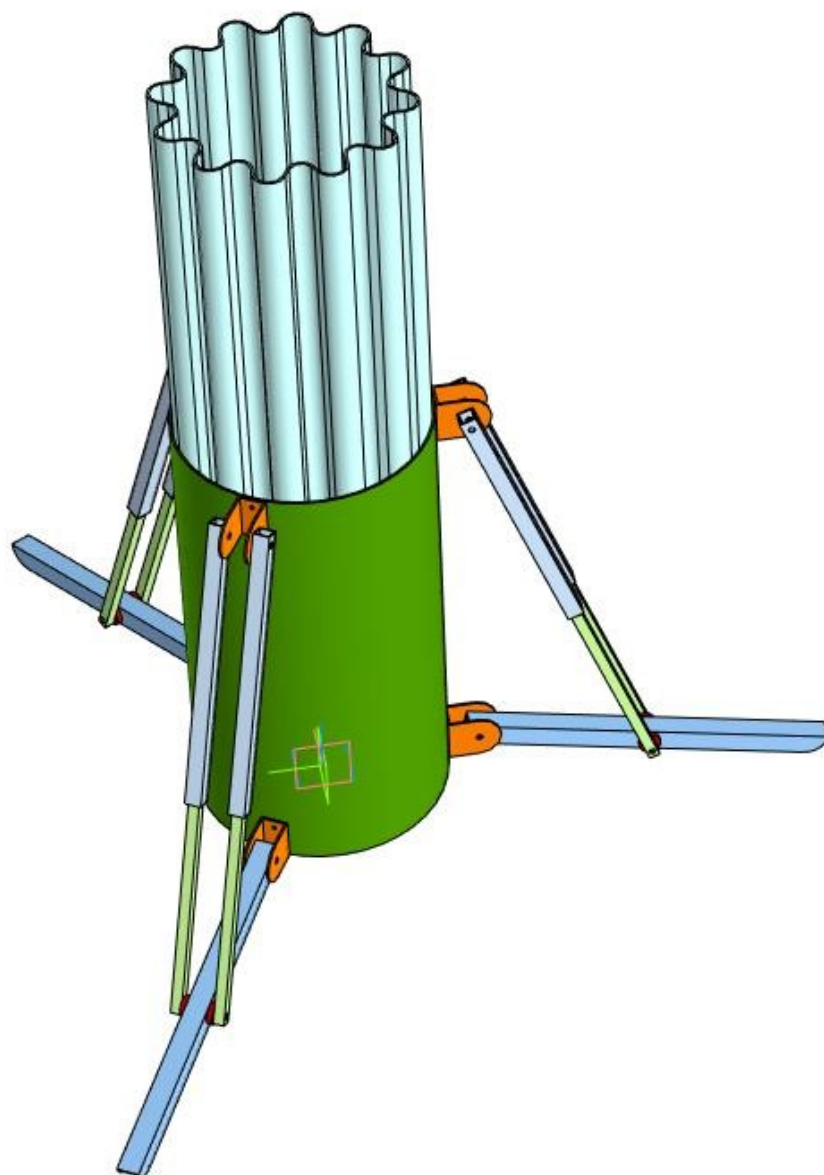


Fig. 4.8. Valkyrie. Starting complex. Ground part. Appearance.

#### 4.2 Конструкція системи керування

Поворотне сопло - ежектор з двома ступенями свободи.

Основні положення концепції:

1. Вісі обертання поворотного сопла і передбачуваний центр тиску реактивного струменя спочатку знаходяться в одній площині;

2. поворотне сопло складається з 2-х частин:

- внутрішня «гаряча» частина, конструктивно виконана з матеріалів з низькою теплопровідністю і низьким тертям (передбачається бронзовий сплав);

- зовнішня «холодна» частина, що складається з 2-х половин, конструктивно виконаних з матеріалу з високою температурною стійкістю і низьким коефіцієнтом тертя (передбачається фторопласт)

Зовнішній вигляд внутрішньої і зовнішньої частин поворотного сопла представлені нижче на рис.4.9 – 4.10:

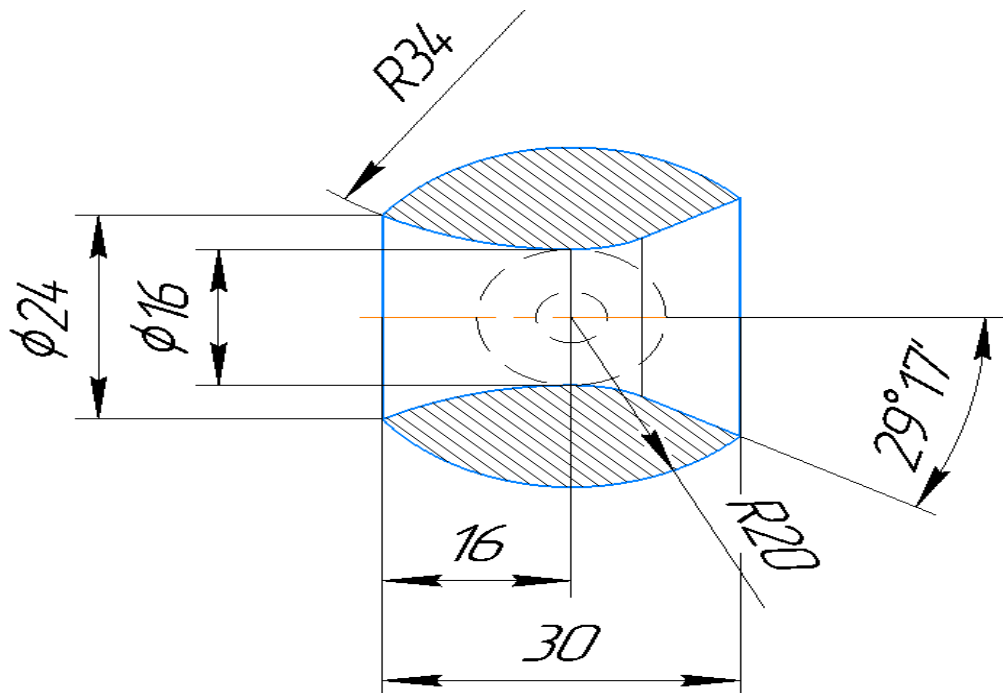


Рис.4.9. Стартовый контейнер. Поворотное сопло. Внутренняя часть.

Теоретическая схема



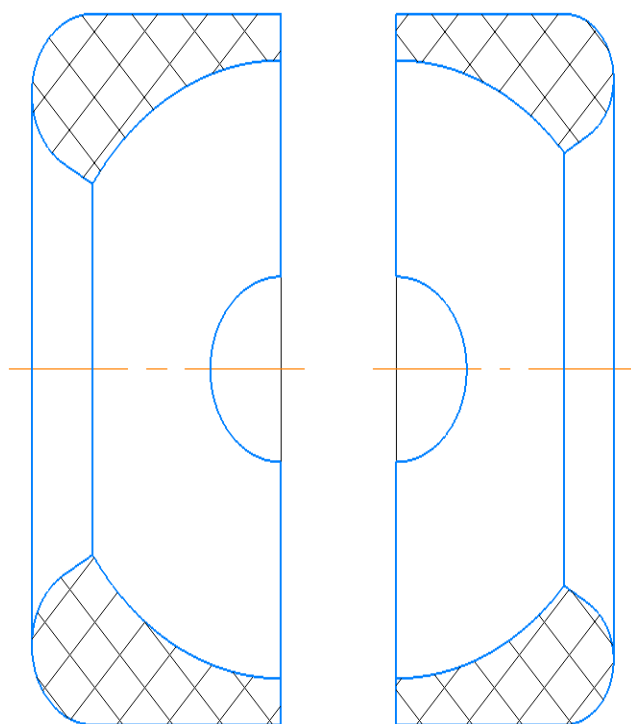


Рис.4.10. Стартовый контейнер. Поворотное сопло. Внешняя часть. Теоретическая схема

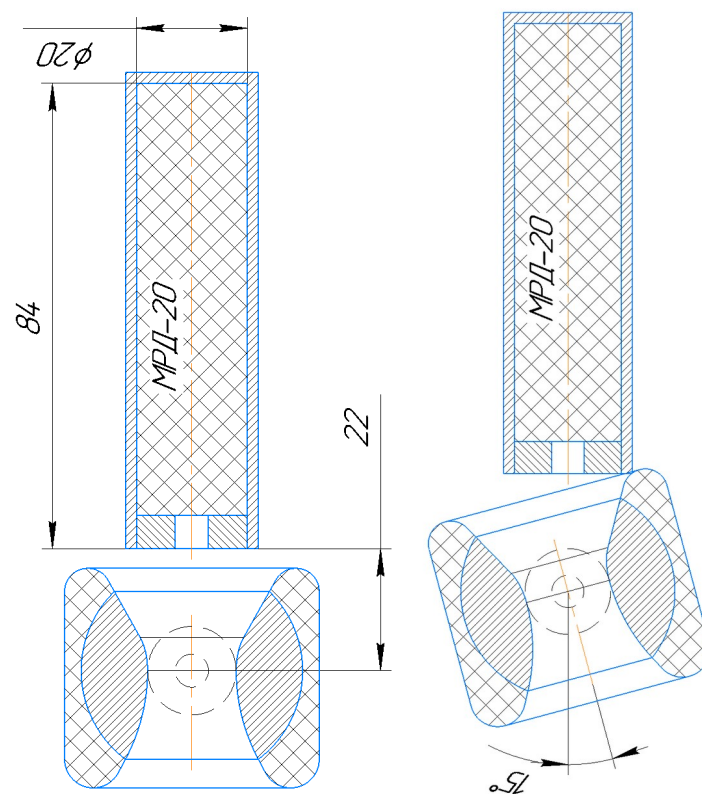


Рис.4,11. Стартовый контейнер. Поворотное сопло. Теоретическая схема

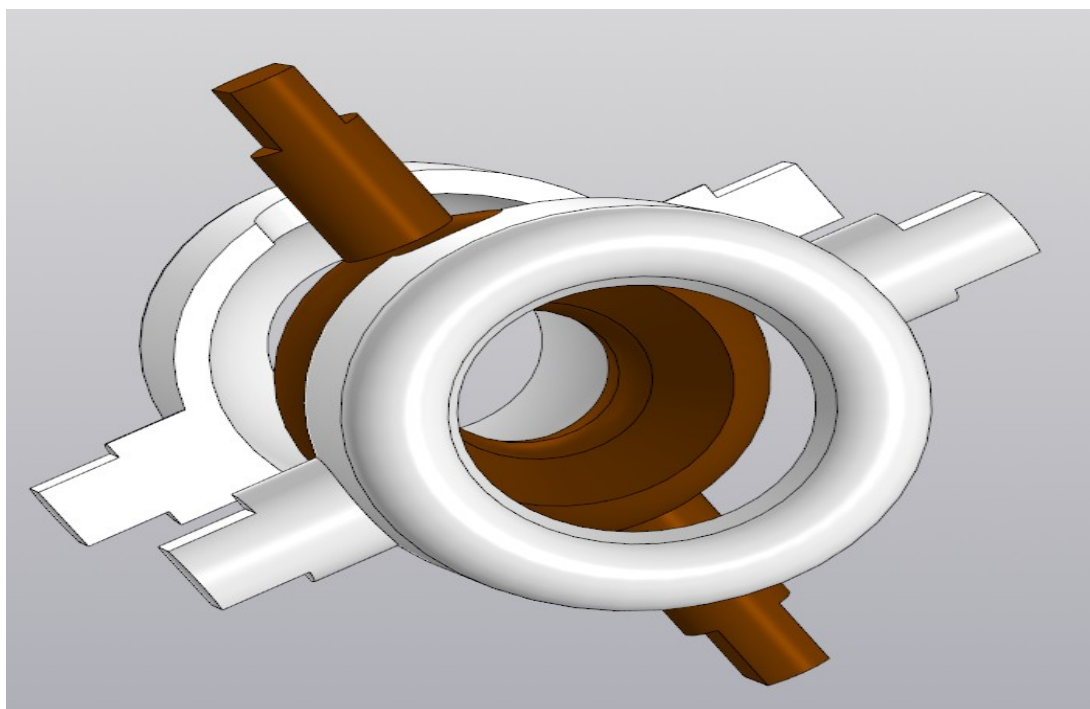


Рис.4.12 Стартовый контейнер. Поворотное сопло. 3D

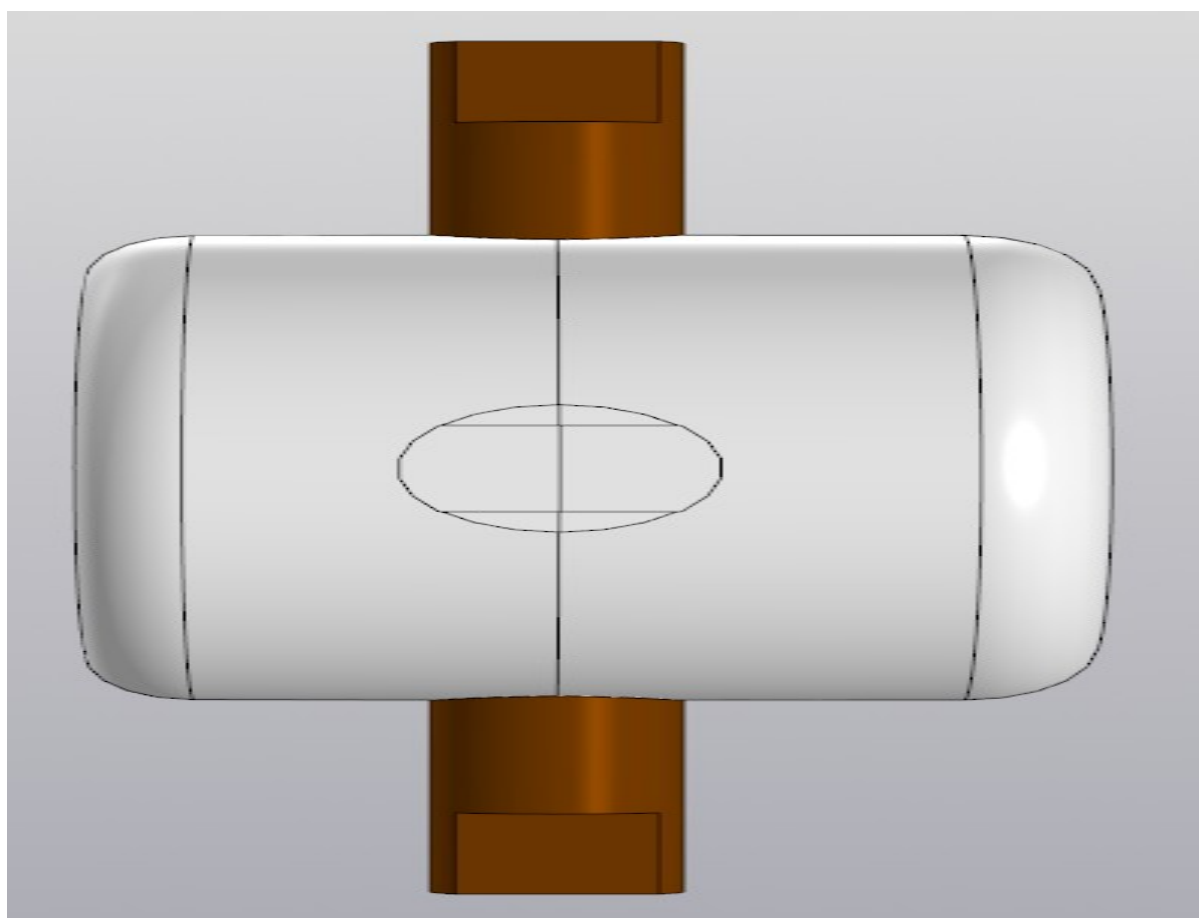
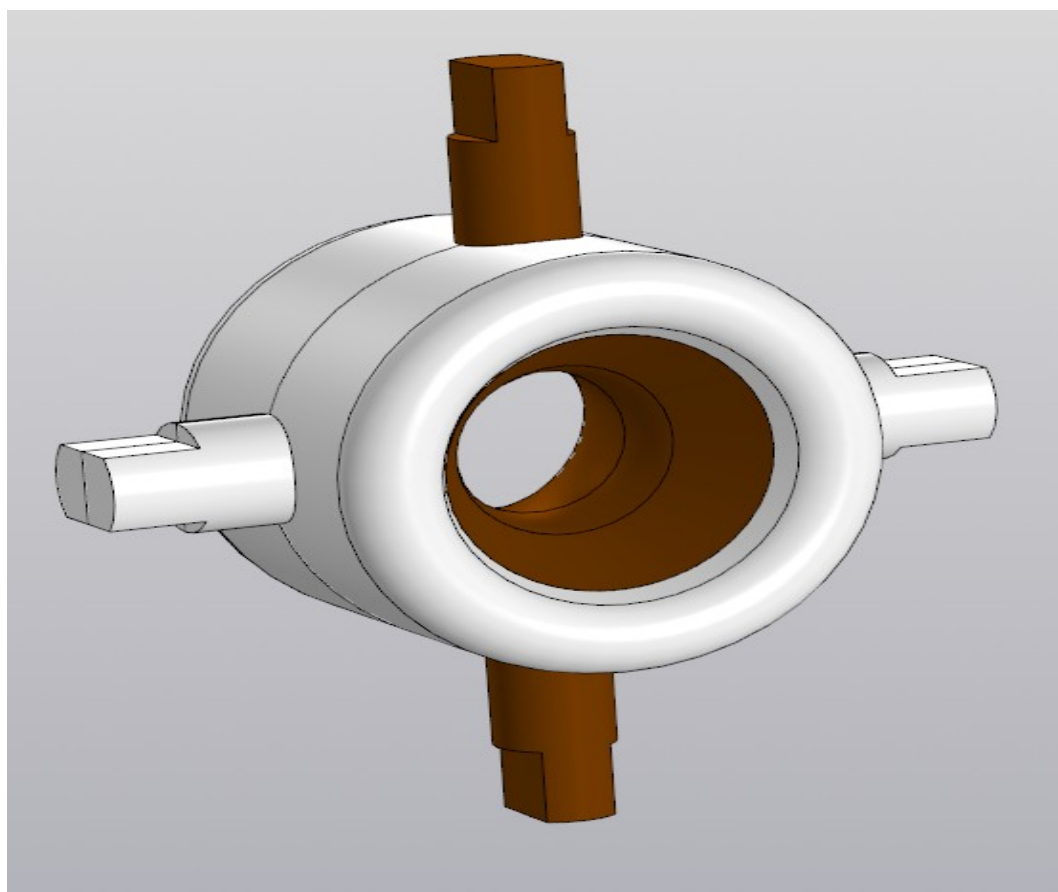


Рис.4.13. Стартовый контейнер. Поворотное сопло. 3D



Рис.4.14. Стартовый контейнер. Поворотное сопло. 3D



## 5 РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Розробка та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів.

Стартап-проект розроблено згідно з рекомендаціями наведених у методичних вказівках [15].

### 5.1 Ідея проекту стартапа

Основний зміст ідеї проекту, ймовірні напрямки реалізації та основні вигоди, що може отримати користувач нашої конструкції наведені в таблиці 5.1 і створюють цілісне уявлення про зміст ідеї та можливі потенційні ринки, в межах яких потрібно здійснювати пошук груп потенційних клієнтів.

Таблиця 5.1 – Опис ідеї стартап-проекту

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрямки застосування</i>	<i>Вигоди для користувача</i>
Проектування та виробництво реактивного контейнеру	Підвищення безпеки експлуатації безпілотних комплексів	Підвищення безпеки експлуатації безпілотних комплексів

### 5.2 Технологічний аудит проекту

Організація виробництва реактивного транспортного контейнеру шляхом створення інженерно-виробничої компанії не потребує винайдення принципово нових технологій та пов'язаних із цим ризиків, оскільки її діяльність ґрунтується на використанні простих та доступних технологій для виробництва безпілотних літальних апаратів та відповідних матеріалів.



Також фахівцями команди досліджені, розроблені та запроваджені унікальні технології склеювання, вироблення та складання складових конструкції надлегкого літака. Скопіювати ці технології за наявності сучасних засобів охорони інформації стороннім агентам практично неможливо.

### 5.3 Аналіз ємності ринку активації стартап-проекту

Ємність ринку, яка можуть бути використана в процесі ринкового впровадження проекту, та ринкові загрози, які можуть зашкодити реалізації проекту, дозволяють прогнозувати напрями розвитку проекту на наявності особливостей ринкового середовища, потреб можливих покупців та пропозицій проектів-конкурентів.

Таблиця 5.2 – Характеристика потенційних покупців

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
1	Безпека персоналу безпілотних комплексів	Фірми-експлуатанти безпілотної авіаційної техніки	Транспортабельність, портативність та ефективність застосування	Загальна технічна освіта

Фінальним етапом аналізу можливостей ринку для впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (аналітичної матриці сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), пов'язаних з його здійсненням.

Перелік ринкових ризиків та можливостей ринку складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками

(прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення. Наприклад: посилення державного регулювання польотів надлегкої авіації – фактор загрози, на основі якого можна зробити прогноз щодо спаду попиту на надлегкі літаки, особливо в нижній ціновій категорії, це призведе до посилення значущості функціональних можливостей БПЛА при його продажі, щоб максимально розширити коло можливих клієнтів та зберегти виробництво БПЛА на рентабельному рівні. SWOT - аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 4.3.

Таблиця 5.3 – SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: портативний дешевий комплекс, не потребує спеціальної кваліфікації	Слабкі сторони: залежність від умов безпеки , наявності чи відсутності бойових дій
Можливості: Проектування та виготовлення реактивного транспортного контейнеру індивідуально для клієнта.	Загрози: Виникнення сильної конкуренції, посилення державного регулювання польотів безпілотної авіації

#### 5.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Ринкова стратегія на першому кроку розробки передбачає визначення стратегії охоплення ринку, визначення цільових груп потенційних споживачів.

Споживачами проекту обрано організації, що використовують, або можуть використовувати у своїй роботі безпілотну авіаційну техніку. Так як проект зосереджується на декількох сегментах, обрано стратегію диференційованого маркетингу. Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку ( Таблиця 5.4).

Таблиця 5.4 – Базова стратегія розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія спеціалізації (передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок. Мета тут полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Така стратегія може спиратися на лідерство по витратах у рамках сегменту безпілотних літальних апаратів. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)
Стратегія охоплення ринку	Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому. Ця стратегія може бути реалізована шляхом виготовлення сімейства універсальних реактивних транспортних контейнерів).
Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Покращення та здешевлення конструкції за рахунок масовості та впровадження бюджетних матеріалів.
Базова стратегія розвитку	Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує надлегкий літак або починає виробляти новий, не змінюючи при цьому його призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому ринку (Українському) або ж переходу на новий ринок).

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (Таблиця 5.5).

Таблиця 5.5 – Вибір стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Так	Так	Ні	Стратегія наслідування лідеру

Стратегія лідерства по витратах передбачає, що компанія за рахунок чинників внутрішнього і/або зовнішнього середовища може забезпечити більшу, ніж у конкурентів маржу між собівартістю товару і

середньоринковою ціною (або ж ціною головного конкурента). Зокрема, ця стратегія припускає, що за рахунок великих можливостей по об'ємах збуту товарів (портфеля укладених контрактів на постачання) і продуктивності підприємство може добитися менших витрат. Ця стратегія зазвичай тісно пов'язана з можливістю досягнення ефекту масштабу і досвіду. Компанії, що вибирають цю стратегію, проводять ретельний контроль за постійними витратами, знижують виробничі, збутові і рекламні витрати, проводять інвестиції, спрямовані на зменшення витрат, ретельне опрацювання конструкції нових товарів.

Переваги стратегії (за Ж.-Ж. Ламбенем):

- фірма здатна протистояти своїм прямим конкурентам навіть у разі цінової війни і в змозі отримувати прибуток при ціні, мінімально допустимій для конкурентів;
- сильні клієнти не можуть добитися зниження ціни нижче рівня, прийнятного для найбільш сильного конкурента;
- низькі витрати забезпечують захист проти сильних постачальників, оскільки дають фірмі велику гнучкість у разі підвищення вхідних витрат;
- низькі витрати створюють бар'єр входу для нових конкурентів і одночасно хороший захист проти товарів-замінників.

В ході конкурентної боротьби з використанням цієї стратегії з ринку вимушені піти фірми, менш ефективні з точки зору величини і структури витрат, нездібні до проведення технологічних новацій, спрямованих на зниження витрат.

## **5.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту**

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 5.6 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 5.6 – Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
Безпека старту безпілотного комплексу	Більша безпека для персоналу, в порівнянні з конкурентами, здатність виконувати зліт та посадку із непідготованих ділянок	Універсальність застосування, модульність конструкції, можливість застосування для будь якого типу корисного навантаження

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів.

Реклама і просування послуг, що надаються в рамках проекту, включають в себе:

- прямий маркетинг;
- особистий продаж;
- адресна розсилка пропозиції потенційним клієнтам;
- створення відео презентації;
- об дзвін потенційних клієнтів;
- виставки та інші заходи для просування продукту.

Основний акцент в проведенні рекламної кампанії ставиться на безпосередньому інформуванні потенційних клієнтів, з періодичною участю у різноманітних виставках, авіашоу та з використанням контекстної реклами в інтернеті.

## **Висновки по розділу**

Безпілотні літаки в економіці розвинених країн давно набули значної популярності, значно розширюються сфери їх застосування. Проблемою сучасних безпілотних комплексів є велика вразливість персоналу в процесі підготовки до старту. Для цього можна використовувати технології "початку минулого століття", як найбільш дешеві та перевірені часом. Залучивши достатню кількість кваліфікованих або не дуже, робітників та забезпечивши їх необхідним інструментом можна досягти поставлених цілей по швидкому виготовленні значної кількості простих, дешевих та універсальних надлегких літаків, що зможуть задовольнити нагальні потреби споживачів.

1. У дисертаційному дослідженні обґрунтовано можливість ринкової комерціалізації проекту. Зазначено наявний попит на стрімко зростаючому ринку.
2. Розроблений засіб підвищення безпеки персоналу в процесі запуску безпілотного літака, шляхом віднесення точки активації корисного навантаження на якомога більшу дистанцію від персоналу, що є перспективним для впровадження у виробництво оскільки він дешевший та екологічний на відміну від аналогів та конкурентів, що, представленні на ринку.
3. Визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

## Загальні висновки дослідження

Значення швидкості збалансованого польоту  $V_{BAL}$  значно більше швидкості відкриття контейнера  $V_{OPEN}$  при будь-яких можливих варіантах компоновання. Рух стартового контейнера до моменту розкриття відбуватиметься зі збільшенням швидкості польоту. Можливо доцільно знизити силу тяги реактивних прискорювачів для зниження динаміки процесу стартового контейнера в процесі зльоту;

Значення швидкості відкриття контейнера  $V_{OPEN} = 83.5 \text{ м / с (300.6 км / ч)}$ , відповідне параметрам запропонованої компоновки, значно більше передбачувану швидкість польоту безпілотної літака, який є корисним навантаженням для стартового контейнера. Тому доцільно знизити швидкість відкриття стартового контейнера шляхом установки в носовій частині додаткового підрізування контуру;

Доцільно виконати аналіз міцності конструкції безпілотної літака і визначити задану швидкість розкриття стартового контейнера за умовами міцності конструкції літака.

Для передбачуваного значення швидкості відкриття стартового контейнера доцільно підібрати значення сили тяги ракетних прискорювачів і рівень аеродинамічного опору форми контейнера

Необхідні параметри доцільно перевірити експериментальним шляхом

## Список літератури.

1. М.А. Ковалев, А.Н. Никитин. К выбору аэродинамической компоновки дозвуковой крылатой ракеты. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019 г. Т.18, №3, С.59 – 66 ;
2. О.Е. Лукьянов, В.А. Мартынова. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели корпуса несущей формы. Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016 г. Т.18, №1, С.83 – 89 ;
3. Назарова Динара Камилева. Определение аэродинамических характеристик отделяемых от ракеты-носителя элементов конструкции в виде оболочек и разработка способов их аэродинамической стабилизации. Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук. Москва – 2019 г. ;
4. А.Н. Маршавин, С.Ю. Симаков. Оптимизация формы планера ракеты для увеличения максимальной дальности ее полета. // Известия ТулГУ. Технические науки. 2019. Вып 1. С 70 – 74.
5. К.П. Петров. Аэродинамические характеристики космических транспортных систем с вертикальным стартом и посадкой, имеющих корпус малого удлинения. Ученые записки ЦАГИ. Т XXVI. 1995. №1-2. С-3-13
6. Maskew B., Woodward F.A. "Symmetrical singularity model for lifting potential flow analysis." J. Aircraft, N9, 1976 ;
7. Белоцерковский С.М., Гиневский А.С. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. М.: Физматлит, 1995 г. 365 с.
8. Lock, R.C., Firmin, M.C.P. Survey of Techniques for Estimating Viscous Effects in External Aerodynamics. Proceedings of IMA Conference on



- Numerical Methods in Aeronautical Fluid Dynamics, 30 March - 1 April 1981, edited by P. Roe, Academic Press, 1983.
9. East L.F. A representation of second-order boundary layer effects in the momentum integral equation and in viscous-inviscid interactions. RAE TR 81002, 1981.
  10. Lighthill, M.J. On Displacement Thickness. J. Fluid Mech, Vol 4, pp 383-392, 1958.
  11. К.Флетчер. Вычислительные методы в динамике жидкости. – М.: Мир, 1991. (в 2-х томах) – 1. – 501 с.; 2. – 552 с. .
  12. Шлихтинг. Г. Теория пограничного слоя. М. Наука. 1974 г. -711 с.
  13. Справочник авиаконструктора. Том 1. Аэродинамика самолета. Издание ЦАГИ М. 1937 г 514 с
  14. S.F. Hoerner . Fluid-dynamic drag. Published by the author. 1965
  15. [Розроблення стартап-проекту. Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей. Київ. НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського» 2016 р.](#)